TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

WYDAWANY Z POPARCIEM ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

WARSZAWA — MAJ 1938 r. — Nr 5

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

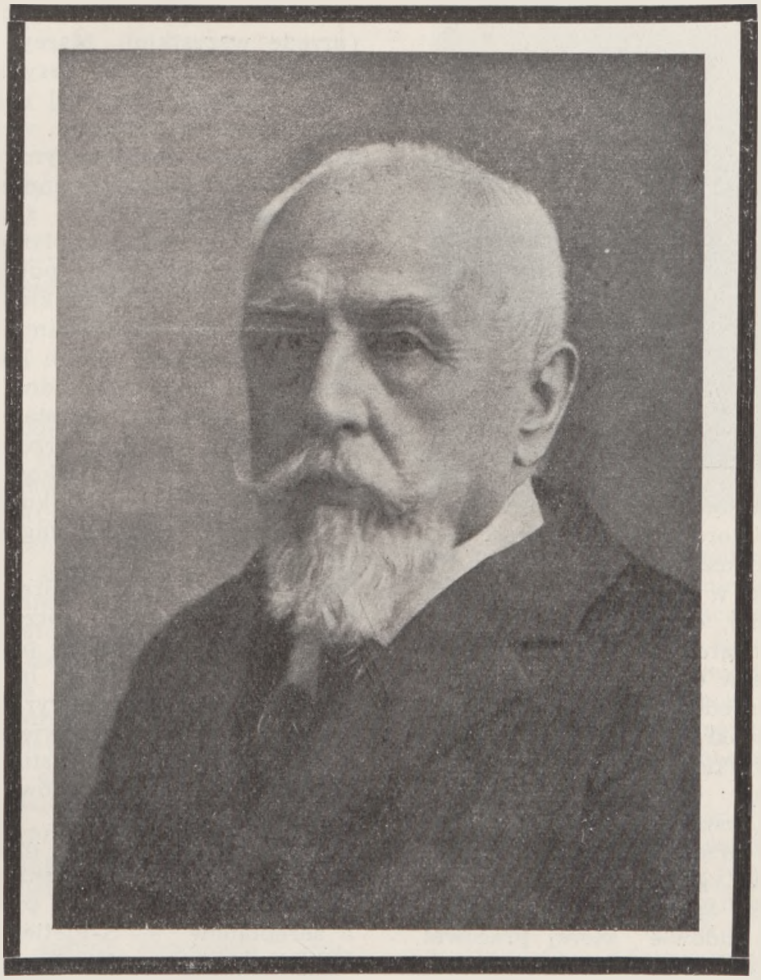
PRZEDPŁATA (z przesyłką): w kraju kwartalnie zł 4.50, rocznie zł 18,00. Zagranicą zł 24,00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O Nr 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi wolnymi od opłat pocztowych.

Wydawca: INŻ. STANISŁAW PĘDZICH.
Redaktor odp.: ERAZM WIŚNIEWSKI.

REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Al. Szucha 4, m. 66, telefon 705-13, godziny przyjęć: administracja—codzienie w g. 18—20; redaktor—wtorki, czwartki i soboty 18—19.**

Zwracamy uwagę P.T. Czytelników na zmianę adresu naszego Wydawnictwa.

Ś. p. Stefan Drzewiecki



Dnia 23 kwietnia 1938 roku zmarł w Paryżu w 94-ym roku życia ś. p. inżynier Stefan Drzewiecki.

Urodzony w Kunce na Podolu 26 grudnia 1844 r., wszedł w życie w okresie, w którym umysł ludzki, drogą żmudnych dociekań i prac dążył uporczywie do rozwiązania wielu, ciemnych jeszcze wówczas, zagadnień technicznych. Pionierskie te prace, prowadzone przez ludzi, których nazwiska na zawsze przejdą do historii, uwieńczone zostały sukcesem i przejawiły się w kilkadziesiąt lat później we wspaniałym rozwoju techniki doby obecnej.

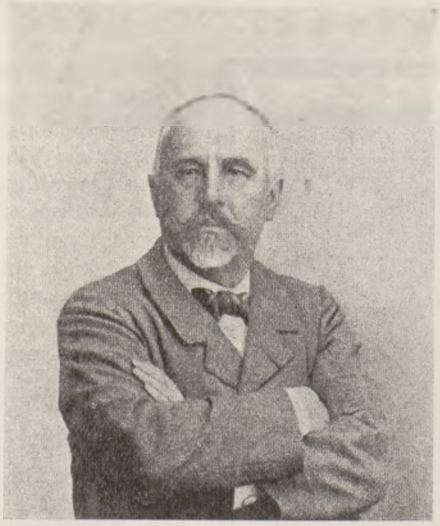
Jako syn epoki, której przypadło w udziale rozwiązanie zagadnienia lotu ciał cięższych od powietrza oraz żeglugi podwodnej, epoki w której powstał silnik spalinowy i której zawdzięczamy żarówkę i maszynę elektryczną — Stefan Drzewiecki swą twórczą i owocną pracą przyczynił się w dużym stopniu do postępu w wielu z tych dziedzin.

Posiadając umysł wszechstronny i żywy, zainteresowania swe skierował przede wszystkim na zagadnienia techniczne, śledząc jednocześnie uważnie życie w różnych jego przejawach. Szeroki świat nauki, kwestie socjalne, literatura i sztuka — nic z tego, co związane z kulturą i cywilizacją, nie było Drzewieckiemu obce. Patrząc wstecz na życie człowieka, który przeżył bezmała całe stulecie, nie można nie zatrzymać się przez chwilę nad warunkami zewnętrznymi, w których to życie upłynęło i które dookoła siebie sam stworzył. Nie mogły bowiem pozostawać bez wpływu na kształtowanie się osobowości tej nieprzeciętnej postaci, Jego zamiłowania estetyczne i artystyczne, znajdujące wyraz w posiadanych przez Niego dziełach sztuki, stanowiących część Jego świata osobistego.

W willi przy rue Boileau, położonej daleko od zgiełkliwego centrum Paryża, w atmosferze odpowiadającej Jego potrzebom duchowym, spędził Drzewiecki wiele dziesiątków lat swego życia, pracując wytrwale nad rozwiązaniem swoich pomysłów technicznych, wierząc zarazem głęboko, że rozwój techniki, poza swoim bezpośrednim znaczeniem, powinien wywrzeć zbawienny wpływ na warunki bytu człowieka i jego kulturę. To swoje „wyznanie wiary" wyraził On w pracy „Laboratoire d'essais aérodynamiques" słowami: „Idea lotnictwa przeniknęła dziś i poruszyła masy; ludzie poczuli, że dzięki lotnictwu właśnie zniesione będą granice i narody zbliżą się ze sobą w braterstwie powszechnym".

Twórcze lata Stefana Drzewieckiego, poza okresami spędzonymi we Francji, przypadają również na lata spędzone poza jej granicami, przede wszystkim zaś w Rosji i Polsce.

Pomijając szczegóły życia z Jego lat dziecinnych, przejdziemy odrazu do Jego lat młodzieńczych, kiedy będąc na studiach w Paryżu, w roku 1863 odczuł dotkliwie niepowodzenie powstania styczniowego i wrócił na dłuższy pobyt do kraju. Na ten okres przypada początek Jego prac wynalazczych i konstrukcyjnych, w wyniku których w roku 1873 na Wystawie Powszechnej w Wiedniu zostaje wyróżniony i uzyskuje dwie nagrody za rozwiązania konstrukcyjne następujących przyrządów: automatyczny zczepiacz wagonów; aparat rejestrujący szybkość jazdy parowozu; regulatory odśrodkowy i paraboliczny dla silników parowych i wodnych; cyrkiel do wykreślania elips, parabol, hyperbol itp. Wynalazki te zwróciły na niego uwagę rządu rosyjskiego oraz wielkiego księcia Konstantego, na zaproszenie którego Drzewiecki przeniósł się do Petersburga. Tu pochłonęły Go zagadnienia marynarki, którym oddaje się z zapałem, konstruując przyrząd, ułatwiający wyznaczenie na mapie drogi, przebytej przez statek. Zainteresowania Jego jednak, szukając wciąż nowych dróg, zwróciły się w tym czasie na otwarty wówczas i pasjonujący umysły współczesnych techników problem żeglugi podwodnej. I tak, przebywając w Odesie w roku 1877, podczas wojny rosyjsko—tureckiej, skonstruował pierwszą swoją jednoosobową łódź podwodną o napędzie nożnym. Uwieńczone powodzeniem próby, przeprowadzone z tą łodzią, zachęciły Go do dalszej pracy nad ich udoskonaleniem, w wyniku czego opracował nowy typ łodzi, otrzymując od rządu rosyjskiego zamówienie na 50 sztuk czteroosobowych statków podwodnych, zaopatrzonych w wieżyczki peryskopowe. Należy tu podkreślić, że koniec zeszłego stulecia jest początkowym okresem rozwoju żeglugi podwodnej, prace więc Drzewieckiego w tej dziedzinie, są pionierskimi pracami konstrukcyjnymi. W trzecim typie łodzi podwodnej zastosował Drzewiecki jako pierwszy, elek-



tryczny napęd, wykorzystując ukazanie się w tym czasie pierwszych akumulatorów elektrycznych.

Jednym z większych sukcesów Drzewieckiego na tym polu było otrzymanie w r. 1896 na konkursie na projekt łodzi podwodnej, ogłoszonym przez marynarkę francuską II-ej nagrody w wysokości 5000 franków (I-sza nie została w ogóle nikomu przyznana), za wodnopancerny torpedowiec o napędzie elektrycznym. W tym samym okresie opracowuje Drzewiecki, z doskonałym wynikiem, projekt wyrzutników torped, które zostały następnie zastosowane w marynarce rosyjskiej i francuskiej. Za wynalazek ten został On odznaczony przez Ministerstwo Marynarki francuskiej orderem Legii Honorowej.

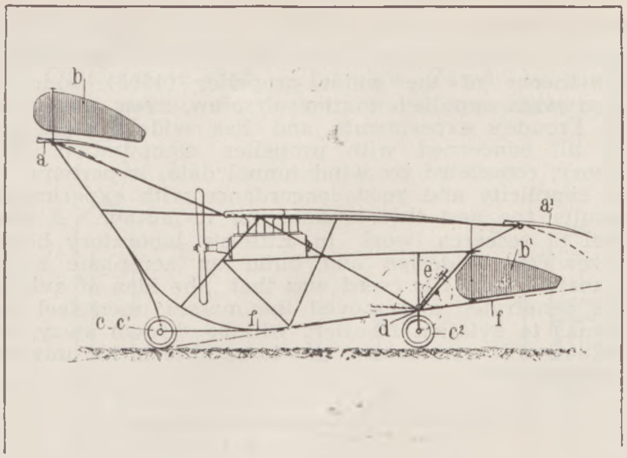
Po zastosowaniu silnika spalinowego do napędu łodzi podwodnej, przy budowie której pracował w r. 1905 w Petersburgu oraz po skonstruowaniu i przyjęciu przez marynarkę rosyjską w r. 1908 nowego typu Jego łodzi o mocy napędowej 270 KM, bierze mniejszy udział w zagadnieniach żeglugi podwodnej, jako dostatecznie już rozwiązanych i wymagających jedynie dalszych ulepszeń konstrukcyjnych oraz rozwoju niedoskonałych jeszcze wówczas silników spalinowych i elektrycznych.

Pomijając na tym miejscu wiele innych prac i wynalazków w różnych dziedzinach techniki, uzupełniających wielki dorobek twórczy Stefana Drzewieckiego, przejdziemy z kolei do omówienia Jego prac, ściśle związanych z powstaniem i rozwojem lotnictwa doby dzisiejszej. Zainteresowania Jego całokształtem zagadnień żeglugi napowietrznej były niemniej żywe i owocne. Charakterystyczną jest rzeczą, że realistyczny i praktyczny Jego umysł skierował się ku zagadnieniu lotu człowieka zapomocą aparatów cięższych od powietrza, widząc w nich najlepszy sposób racjonalnego rozwiązania kwestii komunikacji lotniczej. Należy tu nadmienić, że w owych czasach bardzo liczna była grupa entuzjastów balonów i sterowców, którzy widzieli przyszłość lotnictwa jedynie w rozwoju aparatów lżejszych od powietrza. W łonie ich przeciwników ścierało się jednak kilka różnych poglądów, dotyczących napędu i sposobu uzyskania siły nośnej. Widzimy tutaj zwolenników ornitopterów, helikopterów oraz aparatów, zaopatrzonych w nieruchome płaszczyzny nośne. Szukając pierwowzoru przyszłych płatowców, wielu uczonych i badaczów poświęciło się studiom lotu ptaków i owadów, usiłując poznać zasadę ich lotu.

Opierając się na szczegółowych badaniach i obserwacjach tego zjawiska, zarówno własnych jak i zaczerpniętych z innych doświadczeń i prac (przede wszystkim Mareya i Mouillarda), obstaje Drzewiecki stanowczo przy koncepcji płata niebijącego, wyrażając ten swój pogląd w sposób rzeczowy i przejrzysty w referacie, wygłoszonym w Cesarskim Towarzystwie Technicznym w Petersburgu w roku 1885. Mówił on między innymi, że: „najracjonalniejszy sposób rozwiązania zagadnienia lotu powinien się opierać na zasadzie płatowca, to znaczy płaszczyzny, poruszającej się w powietrzu z pewną prędkością i tworzącej z kierunkiem ruchu pewien kąt; na poparcie czego udowodnimy dalej, że ptaki podczas lotu nie są niczym innym jak właśnie takim płatowcem". Drzewiecki udowadnia tu, że siła utrzymująca ptaka w powietrzu powstaje nietyle wskutek ruchu bijącego skrzydeł, lecz przede wszystkim dzięki uzyskanej przez niego prędkości postępowej, twierdząc, że w pierwszym przypadku uzyskuje siłę nośną około 10 razy mniejszą od wagi ptaka. Na poparcie swoich wywodów przytacza Drzewiecki przykład, że duże ptaki (kondory, żórawie, czaple itp.) w celu oderwania się od ziemi przebiegają pewną przestrzeń dla uzyskania potrzebnej prędkości. Pogląd ten, wypowiedziany około 20-tu lat przed pierwszym wzlotem płatowca, charakteryzuje najlepiej przewidujący, twórczy umysł Drzewieckiego.

Całokształt badań i studiów nad wyjaśnieniem zagadnienia lotu ptaków, z uwzględnieniem lotu szybowego i równowagi, opracowany został przez Niego w następujących pracach, ogłoszonych drukiem w językach francuskim i rosyjskim: „O soprotiwlienji wozducha w primienienji k polietu ptic a aeropłanow" — S-Pietierburg 1887. „Les Oiseaux considérés comme des Aéroplanes Animés" — Paris. 1889. „Tieorieticzeskoje rieszenje woprosa o parienji ptic" — S-Pietierburg. 1891. „Le vol plané" — Paris. 1891. „L'Aviation de demain" — Paris. 1891. W pracach tych sformułowany został pogląd Drzewieckiego na słuszność wzorowania się na ptakach jedynie w pewnym stopniu, wystrzegając się niewolniczego naśladownictwa, które mogłoby realizację lotu aparatów cięższych od powietrza zahamować, lub też skierować na błędne tory.

Następnym etapem pracy Stefana Drzewieckiego w dziedzinie lotnictwa stanowiły studia nad jednym z głównych elementów płatowca, mianowicie nad śmigłem pociągowym. Jego pionierskie prace w tym zakresie, uwieńczone wielkim sukcesem, ogłoszone zostały drukiem poraz pierwszy w roku 1885 (w Rosji) i dotyczyły początkowo wodnej śruby pociągowej. W r. 1892 przedstawił on swoją teorię (nazwaną później teorią elementarną śmigła) we Francuskim Stowarzyszeniu Techniki Morskiej, w następnych zaś latach rozwinął ją i rozszerzył na śmigła lotnicze. Trzeba tu podkreślić, że Drzewiecki pierwszy podał sposób określania sił, działających na śmigło (na śrubę pociągową w ogóle), drogą sumowania reakcyj, wywieranych przez ośrodek na poszczególne elementy łopatki. Według słów znanego angielskiego aerodynamika H. Glauert'a: „próby oceny sił, działających na łopatki, czynione były przez W. Froude'a, rozwój jednak teorii elementarnej śmigła w jej prawdziwej postaci należy przypisać pracom S. Drzewieckiego". Rozpatrując elementy łopatki śmigła, jako elementy płata nośnego, podał on



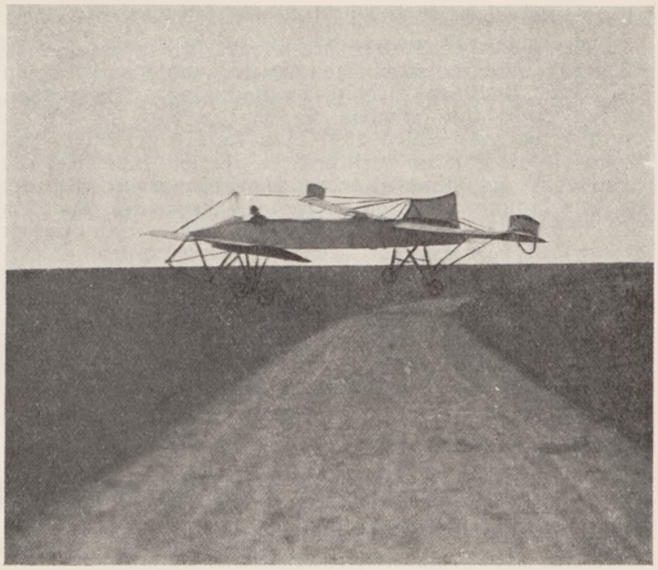
pierwszą praktyczną metodę obliczania śmigła, która począwszy od ukazania się materiału doświadczalnego, dotyczącego właściwości aerodynamicznych profilów, oddała konstruktorom nieocenione usługi. Nie należy przy tym zapominać, że w okresie powstania elementarnej teorii śmigła Drzewieckiego, nie była jeszcze skrystalizowana teoria płata nośnego ani też nie istniały laboratoria aerodynamiczne.

Mimo dużego przybliżenia w potraktowaniu skomplikowanego zjawiska pracy śmigła, teoria Jego, nawet w swej pierwotnej postaci, dzięki jasności i prostocie oraz dobrym wynikom, znajduje u współczesnych autorów opinię bardzo pożytecznej dla doświadczonego konstruktora. Dlatego też znalazła ona szerokie zastosowanie w wielu krajach nie tylko w odniesieniu do śmigła pociągowego, lecz nie rzadko również w odniesieniu do wentylatora oraz śmigła nośnego.

Teoria Drzewieckiego została rozwinięta i uzupełniona przez niego samego oraz przez wielu późniejszych badaczów i uczonych, przede wszystkim zaś została skojarzona z teorią Froude'a i otrzymała miano teorii Froude - Drzewieckiego. Należy poza tym nadmienić, że zdaniem rosyjskiego aerodynamika Juriewa (ucznia Żukowskiego) teoria Drzewieckiego posłużyła za podstawę innym późniejszym teoriom śmigła.

W dziedzinie śmigieł wydał Drzewiecki drukiem dużo prac, z pośród których wymienimy następujące: „Des Hélices Propulsives" — 1892. „Tieorja griebnych wintow i ich srawnienja" — 1902. „Des Hélices Aériennes" — 1909. „Tieorja wozdusznych wintow i sposob ich wyczislienja" — 1910. „Les calcul des hélices marines et aériennes" — 1910. „De l'application des résultats des essais du laboratoire aérodynamique de M. Eiffel au calcul des hélices aériennes" — 1911. „Théorie Générale de l'Hélice — hélices aériennes et hélices marines" — 1920.

Zajmując się zagadnieniami techniki lotniczej, zarówno z punktu widzenia teoretycznego jak i konstrukcyjnego, Drzewiecki od samego początku zdawał sobie sprawę z pożyteczności i konieczności posiadania dla użytku praktycznego danych doświadczalnych, uzyskanych drogą pomiarów w laboratorium aerodynamicznym. Po zrealizowaniu pierwszych lotów przez braci Wrightów, Santos Dumont, Farmana i innych, sprawę tę uważał Drzewiecki za tym bardziej naglącą. Dając wyraz swym poglądom w pracy p. t. „De la nécessité urgente de créer un Laboratoire d'Essais Aérodynamiques" (1909), pisał między innymi: „nadszedł czas zajęcia się sprawą laboratorium, istnienie którego jest potrzebą bezwzględną, narzucającą się w sposób palący, gdyż jest to kwestią życia i śmierci dla rodzącego się lotnictwa". To też po powstaniu laboratorium Eifel'a przeprowadzał Drzewiecki sam dużo badań tunelowych, publikując następnie wyniki niektórych z tych pomiarów w swoich pracach, dotyczących śmigieł.



Poza tym należy podkreślić, że w r. 1911 został zbudowany i wypróbowany w locie płatowiec konstrukcji Drzewieckiego typu „kaczka" ze specjalnym urządzeniem stabilizacyjnym według projektu z r. 1909 (ob. rys.). W roku 1913 „Chambre Syndicale des Industries Aéronautiques" mianowała Go swoim członkiem honorowym za położone przez Niego zasługi na polu komunikacji lotniczej.*).

W ostatnich latach zajmował się Drzewiecki zastosowaniem teorii kinetycznej gazów do mechaniki ośrodków ciągłych i przed paru miesiącami nadesłał profesorowi Cz. Witoszyńskiemu maszynopis swej ostatniej pracy w tej dziedzinie.

Pobieżny i krótki opis niniejszy daje jedynie przybliżony obraz zasług, położonych przez Stefana Drzewieckiego w ciągu Jego długiego, twórczego życia na polu postępu technicznego i nauki. Na bardziej szczegółowy przegląd pionierskich w większości wypadków prac Zmarłego nie pozwalają szczupłe ramy niniejszego artykułu. O człowieku tym, który zaszczytną swą twórczością wciągnął na zawsze imię polskie do historii dziejów nauki i techniki, a w szczególności do historii rozwoju żeglugi powietrznej i podwodnej, należało by właściwie napisać monografię. Przypomnijmy jedynie jeszcze na tym miejscu, że Stefan Drzewiecki był zawsze dobrym polakiem i schylmy z wdzięcznością czoła przed przewidującym, jasnym Jego umysłem oraz wspaniałym dorobkiem konstrukcyjno - wynalazczym i naukowym.

Walentyna Kwaśniakowa
i inż. Aleksander Szyszkowski

---

*) Przy okazji składamy na tym miejscu serdeczne podziękowanie p. dr. Józefowi Kuczewskiemu, przyjacielowi i długoletniemu współpracownikowi ś. p. S. Drzewieckiego, za dostarczenie obszernego i wyjątkowo cennego materiału do niniejszego artykułu.

Summary

The death of Stefan Drzewiecki, the great pioneer of science and invention, has set the whole polish scientific and technical world in mourning. The present sketch gives the outlines of his life and his fruitful creative activity. Born 1844 in a family of Polish landowners, he got his technical education in Paris. His first work was devoted to marine engineering; he soon became famous with the design of submarines. The first of them (1877) were driven through man power; afterwards, Drzewiecki was the first to use electric accumulators for this purpose. Among the great diversity of his inventions and research work in various fields of engineering, the most important are those connected with aeronautics. As soon as 1885 he acknowledged, that „the most rational solution of the problem of human flight is that of the plane moving in the air under a certain angle with the direction of motion". His theory of the water propeller (1885), which he afterwards applied to the airscrew, was based on W. Froude's experiments, and has widely been used by all concerned with propeller computation. This theory, completed by wind tunnel data, is perhaps, for its simplicity and good concordance with experimental results, the best title to fame for its author. A great deal of research work in Eiffels's laboratory helped Drzewiecki to design and build an aeroplane of the „canard" type. His creed was that „the idea of aviation has penetrated and moved the masses; men feel that thanks to aviation frontiers will be thrown away, and nations will come nearer one to another in an universal brotherhood".

Instalacje hydrauliczne chowanych podwozi

Stanisław K. Kochanowski, inż. I. G. T. & C. (L)

Każda instalacja do manewrowania podwoziem (płozą ogonową i klapami) musi posiadać: 1) źródło energii, 2) urządzenie przekazujące energię na uruchamiane części, 3) sterowanie, 4) urządzenie wykonywujące pracę (manewr) połączone z uruchamianą częścią.

W zależności od ośrodka, przekazującego energię instalacje do manewrowania podwoziem dzielą się na: 1) hydrauliczne, 2) pneumatyczne, 3) elektryczne. 4) mechaniczne.

Najbardziej rozpowszechnione są hydrauliczne. Pneumatyczne nie są zupełnie popularne. Elektryczne są mało rozpowszechnione. Mechaniczne są stosowane na samolotach lekkich (turystycznych, sportowych).

Hydrauliczne są dwu zasadniczych rodzajów: 1) bezzasobnikowe, 2) zasobnikowe. Ostatnie dzielą się na jedno i wielozasobnikowe. Charakterystyczną cechą instalacyj zasobnikowych jest gromadzenie podczas podnoszenia podwozia energii w zasobnikach, służącej następnie do wykonania manewru opuszczenia podwozia.

Działanie instalacji hydraulicznej wielozasobnikowej

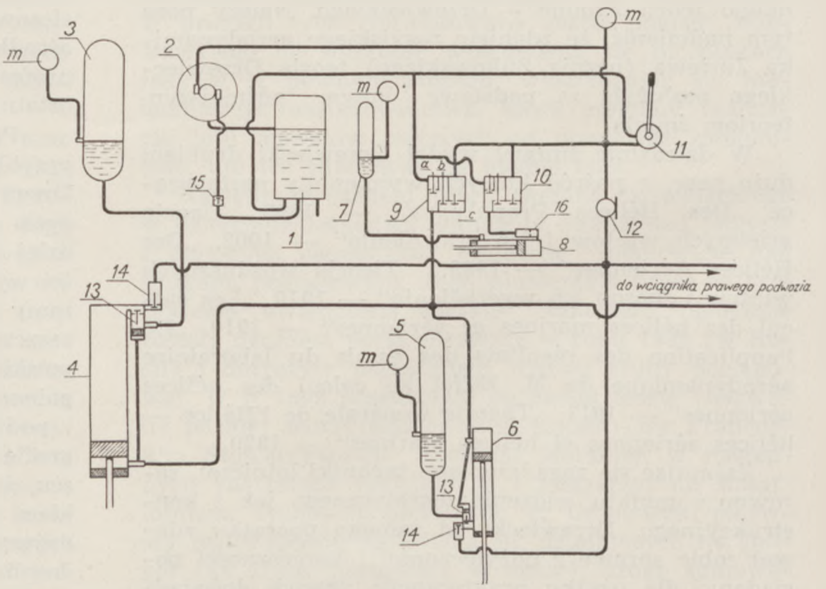
(Schemat tego rodzaju instalacji przedstawia rys. 1).

a) P r z y   c h o w a n i u   p o d w o z i a. Ustawienie manetki rozdzielacza 9 w położeniu „podniesione" otwiera zawór *b*. Włączenie pompy umożliwia jej ssanie cieczy z zasobnika 1 przez zawór 15. Ciecz prze na zawór *c*, przechodzi przez otwarty zawór *b* i dostaje się do cylindrów wciągników 4 i 6. Ponieważ wloty w tych cylindrach są połączone z zaworami 13 przeto ciecz prąc na ich tłoczki otwiera te zawory umożliwiając wypływ cieczy z części cylindra od strony głowicy tłoka do zasobników 3 i 5. W miarę ruchu tłoków wciągników coraz więcej cieczy dostaje się do tych zasobników, sprężając w nich powietrze. Gdy tłoki zajmą skrajne górne położenie, podwozie jest schowane. Należy wtedy wyłączyć pompę 2. Powstałe w zasobnikach przeciwciśnienie zamyka zawór *c* zatrzaskując hydraulicznie podwozie w górnym skrajnym położeniu.

Chowanie klap odbywa się w ten sam sposób Manetka rozdzielacza klap może zajmować również położenie pośrednie, odpowiadające żądanemu przez pilota wychyleniu klap.

b) P r z y   o p u s z c z a n i u   p o d w o z i a. Rączka rozdzielacza 9 w położeniu „opuszczone" otwiera zawór *a* — ciecz wypływa do zbiornika zasilającego pod naciskiem rozprężającego się powietrza w zasobnikach. Gdy tłoki zajmą dolne skrajne położenie, zawory 13 zamykają się zatrzaskując podwozie w położeniu „opuszczone".

Manewr awaryjny. W razie uszkodzenia sieci, zasobników, rączkę rozdzielacza ustawić w położeniu „opuszczone" i otworzyć zawór 12. Włączyć pompę 2 lub, w razie jej nie działania, uruchomić pompę ręczną 11. Ciecz ze zbiornika zasilającego 1 otwiera

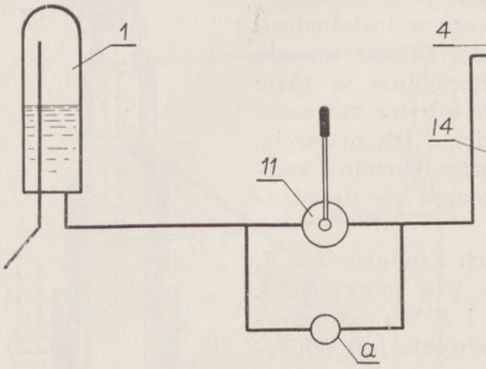


Rys. 1. Schemat instalacji hydraulicznej wielozasobnikowej.

1 — zbiornik zasilający,
2 — pompa napędzana przez silnik samolotu,
3 — zasobnik jednego podwozia,
4 — wciągnik jednego podwozia,
5 — zasobnik płozy ogonowej,
6 — wciągnik płozy ogonowej,
7 — zasobnik klap,
8 — wciągnik klap,
9 — rozdzielacz podwozia,
10 — rozdzielacz klap,
11 — pompa ręczna (bezpieczeństwa),
12 — zawór bezpieczeństwa,
13 — zawór zatrzaskowy,
14 — zawór bezpieczeństwa,
15 — zawór ssący,
16 — zawór dławiący,
m — manometr.

zawór 14 i, prąc na głowice tłoków, opuszcza podwozie.

Opuszczanie klap — podobne. Zawór 16, dławiąc wypływ cieczy, nie pozwala na zbyt szybkie opuszczenie klap.



Rys. 2. Schemat instalacji zasobnikowej hydrauliczno-sprężynowej.

1 — zbiornik zasilający, 4 — wciągnik, 11 — pompa ręczna, 14 — sprężyna.

Pozornie instalacje te są najbardziej pewne w działaniu dzięki temu, że opuszczanie każdej części jest obsługiwane przez oddzielny zasobnik. Powiadam pozornie, gdyż w rzeczywistości ta ilość zasobników, oprócz zwiększenia trudności montażowych, powoduje zwiększenie powierzchni wrażliwej na przestrzelenie. Uszkodzenie jednego zasobnika jest równie niebezpieczne jak uszkodzenie wszystkich, gdyż w każdym z wymienionych przypadków zmusza do manewru awaryjnego. Instalacja jednozasobnikowa jest prostsza w montażu i bezpieczniejsza, z powodu mniejszej ilości składników w użyciu.

Istnieją jeszcze b. proste instalacje hydrauliczne, w których ciecz działa tylko jednostronnie, t. zn. podczas podnoszenia podwozia (rys. 2). Podczas tego manewru (zawór *a* jest zamknięty) ciecz, prąc na głowicę tłoka, ściska sprężynę 14, umieszczoną po drugiej stronie tłoka. Chcąc opuścić podwozie, należy otworzyć zawór *a*, naruszając w ten sposób równowagę ciśnień po obu stronach tłoka. Sprężyna rozpręża się wypychając ciecz z wciągnika 4 przez zawór *a* do zbiornika zasilającego 1. Pompa ręczna nie wyklucza zainstalowania pompy, napędzanej przez silnik; w tym przypadku pompa ręczna grała by rolę tylko pompy bezpieczeństwa. Instalacja ta jest nadzwyczaj prosta i bezpieczna w użyciu, bowiem jakiekolwiek uszkodzenie siecie, doprowadzającej ciecz pod ciśnieniem działa tak, jak otwarcie zaworu bezpieczeństwa, t. zn. umożliwia sprężynom rozprężenie się, a więc i opuszczenie podwozia. Wada ich polega na tym, że wtedy sprężyny rozprężając się powodują zbyt gwałtowny wypływ cieczy z drugiej części cylindra. Z tego względu należy zawór dławiący umieścić przy zatrzasku. Krótka sieć, konieczność utrzymania szczelności tylko w jednym miejscu na każdym wciągniku, prostota schematu, łatwość montażu — oto zalety tej instalacji.

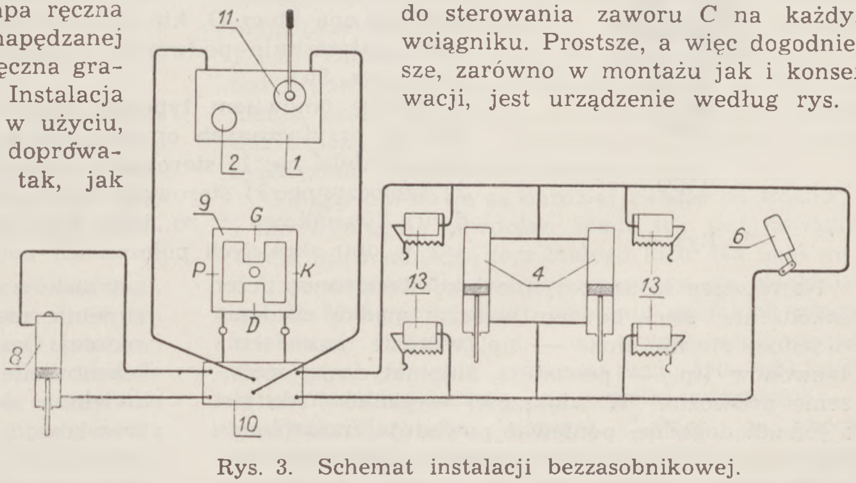
Instalacje bezzasobnikowe wymagają użycia pompy do wykonania obu manewrów (rys. 3).

W celu podniesienia podwozia należy nastawić dźwignię rozdzielacza na „podwozie podniesione". Ciecz prąc na tłoki zatrzasków 13 (na schemacie dolnych) otwiera je i ciśnienie cieczy na dolne części tłoków wciągników 4 podnosi podwozie. Ciecz jednocześnie wypływa z nad głowic tłoków wciągników oraz z cylindrów zatrzasków 13 (górnych). Gdy podwozie dojdzie do górnego skrajnego punktu, sprężyny tych zatrzasków nie zatrzymywane przez ciśnienie cieczy, rozprężają się i unieruchamiają podwozie w położeniu schowanym. W tej instalacji cylinder zatrzasku hydraulicznego płozy ogonowej znajduje się w górnej części jej amortyzatora. Jest on połączony z wciągnikiem 6. Przy podnoszeniu płozy, ciecz najpierw otwiera zatrzask, po czym przechodzi do wciągnika, powodując podniesienie płozy.

W instalacji tej uszkodzenie sieci powoduje jeszcze lepsze zabezpieczenie podwozia przez uniemożliwienie ściśnięcia sprężyn blokujących. Wadę tę można usunąć przez zastosowanie następującej konstrukcji wciągnika.

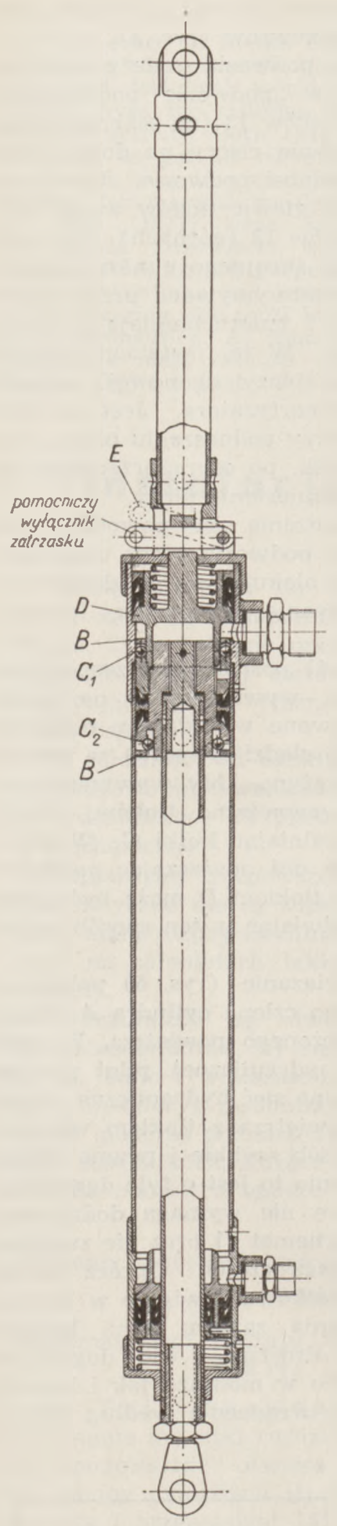
Główny tłok *B* (rys. 4) posiada dwa zespoły kulek C_1 i C_2 w otworach, wywierconych na obwodzie. Kulki są utrzymywane w żądanym położeniu (w rowkach na obwodzie gładzi cylindra) za pomocą tłoka *D*, obciążonego sprężyną. Gdy wywrzemy nacisk na powierzchnie wewnętrzne tłoków, tłok *D* przesunie się do góry zwalniając kulki C_1. W wyniku tłok *B* może pójść w dół opuszczając podwozie. Dźwignia *E*, połączona z tłokiem *D* może być sterowana przez pilota, umożliwiając w ten sposób ręczne otwarcie zatrzasku.

Inne stosowane rozwiązanie (rys. 5) polega na wykorzystaniu środkowego człona cylindra *A* wciągnika jako zbiornika sprężonego powietrza. W razie wady w działaniu sieci hydraulicznej, pilot sterując zawór *C* natychmiast odcina sieć hydrauliczną i łączy bezpośrednio zbiornik powietrza z tłokiem wciągnika, uzyskując w ten sposób szybkie i pewne opuszczenie podwozia. Urządzenie to jest o tyle dogodniejsze od zasobnikowego, że nie wymaga dodatkowej sieci przewodów (patrz schemat 1) oraz nie zwiększa ilości trudnych do montażu części. Oprócz pompy ręcznej pilot posiada dodatkową dźwignię w kabinie do sterowania zaworu *C* na każdym wciągniku. Prostsze, a więc dogodniejsze, zarówno w montażu jak i konserwacji, jest urządzenie według rys. 4.



Rys. 3. Schemat instalacji bezzasobnikowej.

1 — zbiornik zasilający,
2 — pompa napędzana przez silnik,
4 — wciągniki podwozia,
6 — wciągnik płozy ogonowej,
8 — wciągnik klap,
9 — dźwignia rozdzielacza podwójnego,
10 — rozdzielacz podwójny,
11 — pompa ręczna,
13 — zatrzaski hydrauliczno-sprężynowe.

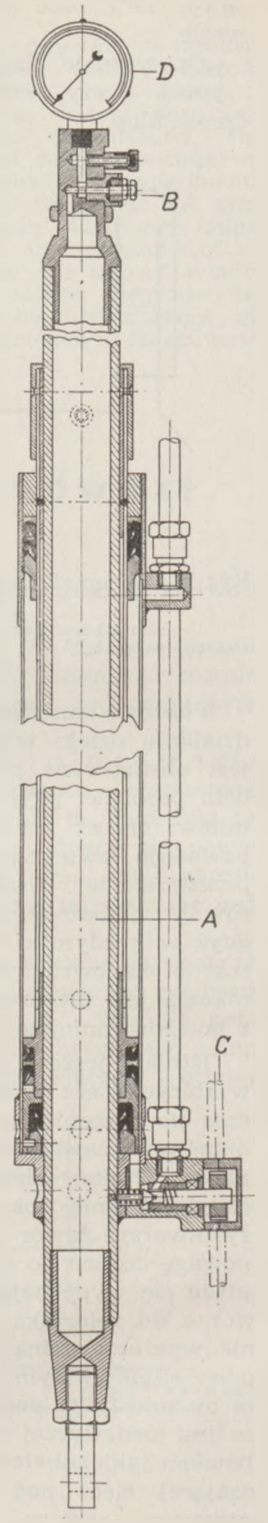


Rys. 4.

Ponieważ zatrzaski jako takie oraz dodatkowe środki do opuszczania podwozia stanowią urządzenia mające zapewnić bezpieczne lądowanie w razie wadliwego działania instalacji, przeto powinny być od niej zupełnie niezależne. Z tej przyczyny wydaje się niewłaściwe włączanie pompy ręcznej do sieci obsługującej normalnie podwozie. Ponieważ zaś pompa ta jest dość trudna w obsłudze, zwłaszcza w instalacjach na wysokie ciśnienie, przeto bardziej celowe wydają się zatrzaski, otwierające się samoczynnie w razie spadku ciśnienia we wciągnikach lub też zatrzaski sterowane przez pilota, jeżeli chodzi o ich otwarcie. Urządzenia te mogą być bardzo różne. Prostotą konstrukcji i pewnością działania odznacza się urządzenie opisane niżej (rys. 6).

Goleń łamana składa się z dwóch dźwigien J i J', połączonych z cylindrem wciągnika V w punktach O, zaś z tłoczyskiem w punktach E i E' za pośrednictwem dźwigienek B i B'. Gdy podwozie jest opuszczone oś dźwigni J — J' jest $\perp$ do osi cylindra wciągnika. Przy wciąganiu podwozia ciśnienie cieczy wypycha tłok, dźwigienki B i B' łamią goleń (rys. 7) względem punktów O — podwozie idzie do góry. Urządzenie do przymusowego opuszczania składa się z dwóch ścięgien sprężystych S i S', związanych w J_0 i J'_0 z dźwigniami J i J' oraz w V_0 z zatrzaskiem sprężynowym. Gdy ciśnienie we wciągnikach spadnie z jakiegokolwiek powodu, równowaga zostaje naruszona. Wtedy składowa siły napięcia ścięgien działając na wciągnik w E i E' wyrzuca podwozie. Odmiana tego urządzenia polega na zastosowaniu rury teleskopowej T (rys. 8) ze sprężyną R. Przy chowaniu podwozia, sprężyna zostaje napięta. Naruszenie równowagi ciśnień gdy podwozie jest schowane, umożliwia rozprężenie się sprężyny, a więc wyrzucenie podwozia. Sam zatrzask (rys. 9) składa się z 2 szczęk e i e', związanych z dźwigniami J i J', klucza G, obciążonego sprężyną r i sprzężonego z tłokiem cylindra k za pomocą dźwigni. Dźwignia ta może być sterowana przez pilota pneumatycznie, mechanicznie lub elektrycznie — w ostatnich dwóch przypadkach cylinder k jest zastąpiony innym urządzeniem. Tłok k wypycha do góry zamek G, który ściska sprężynę r. Gdy szczęki e i e' staną równolegle do osi wciągnika, wtedy tłok k znajduje się w dolnym martwym punkcie. Nacisk sprężyny r nie jest więc zrównoważony, odpycha ona klucz G, który, zaciskając się na szczękach, zatrzaskuje podwozie w położeniu opuszczonym (rys. 9b).

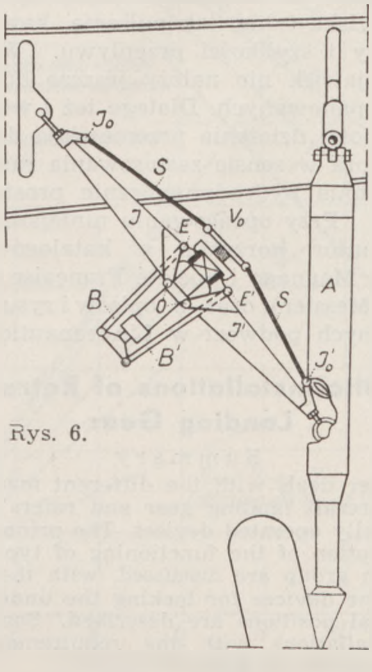
Wyżej omówiłem typowe urządzenia zatrzaskowe. Z przytoczonych opisów wynika, że dadzą się one podzielić na: 1) sterowane przez strumień cieczy, 2) samoczynne, 3) sterowane przez pilota jedno (lub dwu) kierunkowo, t. zn. tylko przy otwieraniu (lub też w obu skrajnych położeniach podwozia).



Rys. 5.

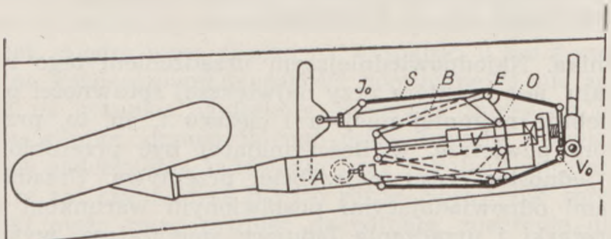
Najprostsze są samoczynne jako sterowane „przez uszkodzenie“ sieci, bowiem w razie spadku ciśnienia po jednej stronie tłoka — np. w razie uszkodzenia przewodów itp. — powodują automatycznie opuszczenie podwozia. W większości wypadków nie jest to jednak dogodne, ponieważ powoduje zmniejszenie szybkości lotu. Prócz tego przepisy przeważnie wymagają, aby z reguły istniało urządzenie dodatkowe, umożliwiające opuszczenie podwozia w chwili, żądanej przez pilota i niezależnie zupełnie od sprawnego działania sieci normalnej. Stąd rozpowszechnienie zatrzasków mechanicznych sterowanych przez pilota zupełnie niezależnie od sieci, nie wyłączając pompy ręcznej. Oczywiście nie należy przesadzać przez zwielokrotnianie urządzeń dodatkowych, gdyż wtedy zwiększa się niebezpieczeństwo nieotwarcia się zatrzasków; większa bowiem ilość elementów, które muszą być skupione w jednym miejscu, t. zn. przy wciągnikach, zwiększa prawdopodobieństwo ich jednoczesnego uszkodzenia przez zwiększenie powierzchni, wrażliwej na strzały. Prócz tego powstają większe trudności w montażu oraz konserwacji.

Właśnie ze względu na prostotę, bezpieczeństwo (pewność), oraz wygodę pilota można uznać za najbardziej celową instalację hydrauliczną z jedną pompą (silnikową) i urządzenie awaryjne, umożliwiające opuszczenie podwozia dosłownie jednym ruchem ręki pilota. Ostatniego warunku nie spełnia pompa ręczna, zupełnie nie nadająca się do wykorzystania



Rys. 6.

przez człowieka rannego. Pompę tę należałoby uznać jedynie jako zabezpieczenie w razie uszkodzenia pompy silnikowej lub też zasobników (w instalacjach zasobnikowych), nigdy zaś za środek bezpieczeństwa w przypadku uszkodzenia sieci. Może właśnie tym się kierowało m. in. angielskie Ministerstwo Lotnictwa, żądając w swych przepisach zupełnie nie-



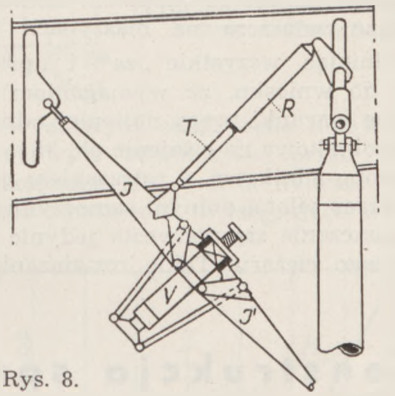
Rys. 7.

zależnego mechanicznego sterowania opuszczania podwozia. Pod tym kątem widzenia wymienione żądanie należy uznać za uzasadnione, oczywiście w stosunku do instalacji na samolotach wojskowych, jako narażonych na strzały itp. niebezpieczeństwa, całkowicie obce samolotom cywilnym.

Pompa silnikowa jest tym składnikiem instalacji, który został bardzo różnorako rozwiązany. Ilość typów pomp znacznie przekracza ilość typów instalacyj podwoziowych. Tłumaczy się to m. in. wielorakością zastosowań np. do sterowania uzbrojenia, sterowania wieżyczek itp. Wymagania, stawiane pompom, dadzą się streścić następująco: 1) mały ciężar, 2) nieznaczny gabaryt, 3) wysoka sprawność, 4) praca z możliwie dużą szybkością.

Z typów istniejących do najlepszych należą trzy: 1) stosowane w instalacjach Messier tłokowo-obrotowe, dające do 140 kg/cm². Pozwalają one na samoczynne włączenie gdy ciśnienie w sieci spadnie poniżej określonej wielkości. Są to jedyne pompy ze sprzęgłem, a więc w czasie lotu nie pracują — zatem odpada konieczność krótkiego obiegu: zbiornik zasilający — pompa — zbiornik zasilający. 2) Pompa Olaer, dająca ciśnienie ok. 200 kg/cm² i mogąca robić do 3000 obr/min. 3) Trzystopniowa przekładniowa; każdy stopień daje ok. ⅓ całkowitego ciśnienia, przez co usunięto wadę działania olejem o małej lepkości na dużych ciśnieniach. Całkowite ciśnienie można otrzymać nawet na szybkościach rzędu 400 obr/min.

Z innych pomp dobrze się zapowiadają pompy ślimakowe Imo — wysoce sprawne, nie dające pulsacji na dużych szybkościach. Wadą ich jest konieczna długość, wynosząca 5 pełnych zwojów, przy czym długość śruby = trzem średnicom zewnętrznym ślimaka pędzącego dla 60 kg/cm², a dla 210 kg/cm² dziewięć pełnych zwojów przy długości śruby = 6 zewnętrznym średnicom tegoż ślimaka.



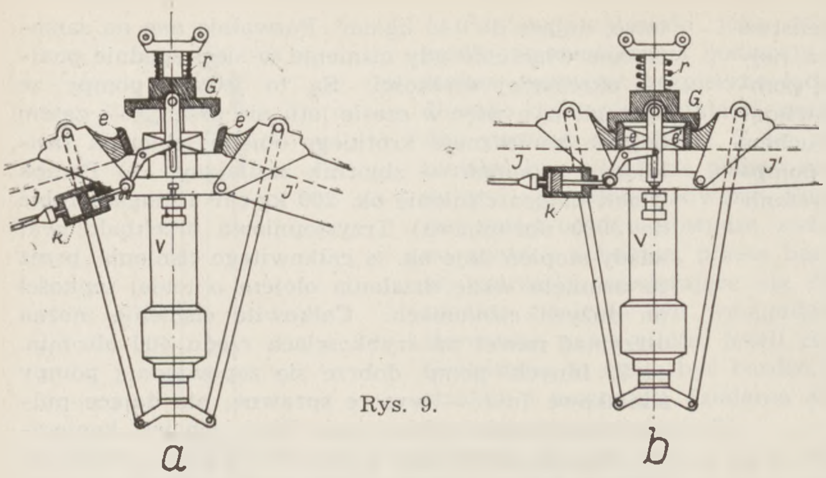
Rys. 8.

O ile chodzi o wysokie ciśnienie, to najlepsze są zasadniczo pompy tłokowe, jako jedyne łączące wysokie ciśnienie tłoczenia, duże ssanie i dużą sprawność. Wadą ich jest możliwość powstania kawitacji przy zbyt wielkich szybkościach.

Zresztą dążenie do wielkich ciśnień nie jest całkowicie uzasadnione jeżeli chodzi o napęd podwozi, bowiem wystarczy nadmienić, że pompa dająca do ok. 140 kg/cm² waży 3 kg, zaś dla 55 kg/cm² waży 1,6 kg. Co zaś tyczy się sieci, to obie te instalacje mają przewody o przelocie 8 mm i 5 mm (schemat 1 i 2). Odpada więc zysk na ciężarze, a rosną trudności, powstające przy budowie pompy na duże ciśnienia, czego najlepszym dowodem konieczna wielka dokładność obróbki i montażu, wszystkich istniejących pomp wysokociśnieniowych.

Pompy obrotowe są bardziej zwarte od tłokowych i nie wymagają zaworów. Wadą ich jest powstanie tarcia lub niedużego lecz stałego luzu. Na ogół mogą dobrze odpowiadać warunkom pracy na ciśnieniach do ok. 70 kg/cm². Są to ciśnienia na jakich pracuje większość instalacyj t. zw. wysokociśnieniowych, stosujących ciśnienia wyższe bo rzędu 100—120 kg/cm² tytułem zabezpieczenia „na wszelki wypadek".

Podkreślam ten moment dlatego, że obecnie istnieje swego rodzaju moda na instalacje podwoziowe wysokociśnieniowe, nie dająca się uzasadnić rzeczywistymi warunkami pracy tych instalacyj. Wysokie ciśnienia, pomijając względy bezpieczeństwa i kosztów wyrobu, mają wielką wadę montażowo-



Rys. 9.

cze jedną zaletę z punktu widzenia samej hydrodynamiki, mianowicie zmniejsza ilość zmiennych przekrojów, przez które przepływa ciecz. W ten sposób ułatwia pokonanie trudności konstrukcyjnych, wynikających ze zmienności tych przekrojów. Nie są to trudności mało ważne, skoro wiążą się z nimi zjawiska takie, jak pulsacja, kawitacja, opory i szybkości przepływu. Wiele z tych zjawisk nie należy jeszcze do całkowicie opanowanych. Dlatego też i względy pewności działania przemawiają do konstruktora w sensie zastosowania raczej rozwiązania hydrodynamicznie prostszego.

konserwacyjną, a mianowicie wymagają bardzo starannego doboru i wykonania połączeń. Wprawdzie każde połączenie musi być jednakowo starannie wykonane, jednak współczynnik bezpieczeństwa (pewność działania) maleje ze wzrostem ciśnienia. To nie jest pożądane zwłaszcza na maszynach wojennych.

Uwzględniając wszystkie „za“ i „przeciw“, dochodzi się do wniosku, że wymaganiom stawianym przez trudne warunki pracy najlepiej odpowie instalacja bezzasobnikowa na ciśnienie ok. 35 — 50 kg/cm², z jedną pompą silnikową, z zatrzaskiem górnym sterowanym przez pilota, dolnym samoczynnym, zapewniająca opuszczenie się podwozia jedynie pod wpływem własnego ciężaru. Takie rozwiązanie ma jeszcze jedną zaletę z punktu widzenia samej hydrodynamiki.

Przy opracowaniu niniejszego artykułu autor korzystał z katalogów i opisów firm Dowty, Magnago i Société Française de Matériel d'Aviation (Messier), oraz z opisów i rysunków instalacji chowanych podwozi w L'Aéronautique, 1937 r.

Hydraulic Installations of Retractable Landing Gear

Summary

The paper deals with the different means used for retracting aircraft landing gear and refers particularly to hydraulically operated devices. The principal features and a description of the functioning of typical installations of each group are discussed, with their good and bad sides. The devices for locking the undercarriage in both extremal positions are described. Some examples of built installations, with the requirements for the optimum solution are given.

Konstrukcja sprężarek silników lotniczych

Werner von der Nüll

Z oryginału p.t. „Die Gestaltung von Flugmotorenladern“. Luftfahrtforschung, Band 14, (1937), str. 244—253, przetłumaczył inż. J. Brynikowski.

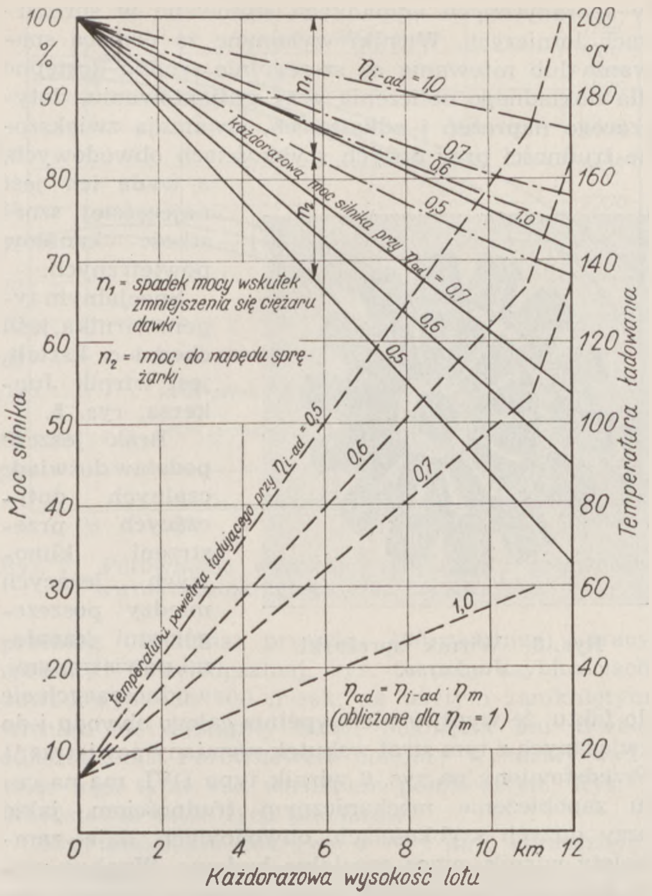
Warunkiem udania się podjętych w wielu miejscowościach usiłowań, mających na celu loty wysokościowe, są odpowiednie urządzenia ładujące dla silników lotniczych. Dlatego zasady obliczania i konstruowania urządzeń ładujących silników lotniczych wymagają rozszerzenia. Wyznaczony doświadczalnie wpływ różnych kształtów wirnika i kierownic oraz ukształtowania osłony jest dobrą podstawą dla projektowania. Znane metody obliczania wykazały z małymi ograniczeniami swoją przydatność. Użycie jednostopniowych sprężarek rotacyjnych do doładowania na 1 at. abs. na wysokości 8—9 km okazuje się przy odpowiedniej regulacji zupełnie możliwe bez chłodzenia powietrza.

I. Zasadnicze możliwości doładowania

Silnik lotniczy jest w obecnej swej postaci niezdolny do doładowania się na większych wysokościach, ponieważ pracujące powietrze za powoli przez niego przepływa. Dlatego wszystkie silniki wysokościowe są dzisiaj wyposażone w urządzenia ładujące — sprężarki. Do doładowania silników lotniczych nadaje się zasadniczo każde urządzenie służące do zmniejszania objętości właściwej powietrza, użytego do spalenia, przed jego wejściem do cylindrów silnika. Najodpowiedniejszym urządzeniem tego rodzaju jest to, które przy największej sprawności potrzebuje najmniej miejsca i ciężaru t. zn. to, przez które powietrze, w ilości mającej być przerobioną w jednostce czasu, najszybciej przepływa. Urządzeniami odpowiadającymi postawionym warunkom są sprężarki i urządzenia ładujące spiętrzające, wykorzystujące spiętrzenie wskutek szybkości lotu.

Z energetycznego punktu widzenia należy rozróżnić 3 rodzaje urządzeń ładujących: 1) te, dla których napędu potrzebna moc pochodzi z pierwotnej mocy silnika, 2) te, które zużytkowują źródło energii, w innym wypadku stracone (np. ciepło spalin), a więc warunkowo obciążają silnik, i 3) te, które otrzymują własny silnik napędowy.

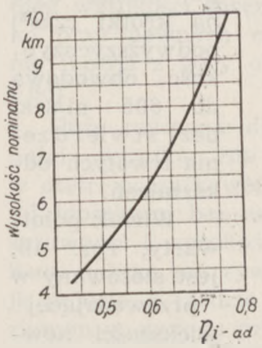
Należy zawsze dążyć do zapewnienia urządzeniom ładującym wysokiej sprawności, której wpływ krótko tylko tu poruszyć można. Wprost decydujące znaczenie ma ona w tych zespołach napędowych, które przy napędzie sprężarki przy pomocy silnika powinny na dużych wysokościach mieć jeszcze duże moce pociągowe, które więc np. na wysokości 8 km wymagają jeszcze ciśnienia ładowania równego 1 at. abs. Rys. 1 podaje dla różnych sprawności sprężarki każdorazowo stojące do dyspozycji na wysokościach do 12 km moce silnika doładowanego na 1 at. abs.,



Rys. 1. Wpływ sprawności sprężarki $\eta_{i\,ad}$ na moc silnika (moc przy ziemi — 100%) na wysokościach nominalnych do 12 km.

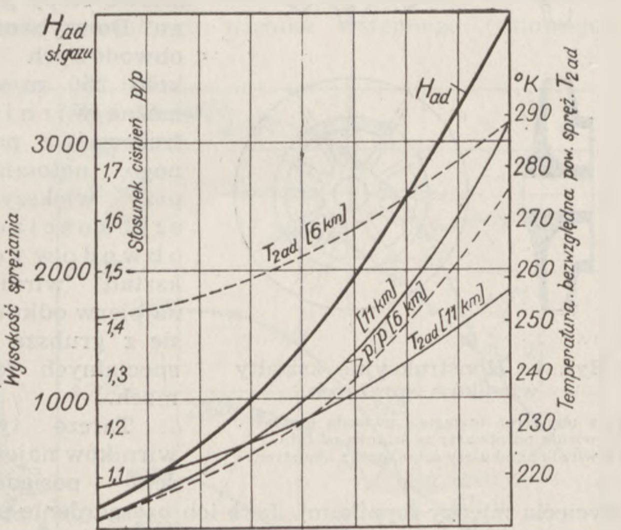
przy założeniu, że moc przy ziemi wynosi 100%. Nie uwzględniono przy tym wzrostu mocy silnika wskutek spadku przeciwciśnienia na wydechu, ponieważ jest on częściowo zależny od czasów rozrządu a nie ma znaczenia dla przeprowadzenia porównania. Stosunek między mocą silnika na wysokości 0 km a mocą na każdorazowej wysokości nominalnej [1]) nie został na rysunku naniesiony, ponieważ zależy on od typu silnika, dopuszczalnego czasu trwania i wysokości nadciśnienia ładowania oraz regulacji sprężarki, te zaś czynniki są bardzo różne. Sprawność sprężarki może mieć również decydujące znaczenie dla uzyskania pracy silnika bez detonacji. Dla oceny możliwości pracy silnika naniesiono na rys. 1 temperatury powietrza sprężonego, występujące na każdorazowych wysokościach nominalnych przy różnych sprawnościach sprężarki. Rys. 2 podaje w zależności od wewnętrznej adiabatycznej sprawności sprężarki wynikające wysokości nominalne, dopuszczalne bez chłodzenia powietrza sprężonego, przy założeniu, że 80°C jest najwyższą dopuszczalną temperaturą ładowania, przy której można jeszcze uniknąć detonacji w silniku.

Z trzech możliwości rozwiązania sprężarki jako tłokowej, paletkowej lub rotacyjnej, największe znaczenie ma dzisiaj ta ostatnia, ponieważ usiłowania, aby sprężarkę tłokową lub paletkową rozwiązać z zadowalającym zachowaniem się jej w ruchu, dotychczas pozostały bezskuteczne. Ponadto wydaje się wątpliwe, czy zachodzi konieczność budowania innych maszyn ładujących poza sprężarkami rotacyjnymi. Przy sprężarkach rotacyjnych wchodzą w rachubę wirniki o dwu kształtach: odśrodkowe i osiowe. Tym ostatnim nie przyznano dotychczas większego znaczenia, ponieważ zalecie, jaką jest w pewnych okolicznościach dobra sprawność, przeciwstawiają się jako wady: małe wysokości tłoczenia osiągnięte w jednym stopniu, trudności w wykonaniu i uzyskaniu bezpiecznej pracy bardzo cienkich łopatek, niskie krytyczne ilości obrotów układów wielostopniowych i trudny montaż przy napędzie przez silnik.



Rys. 2. Bez chłodzenia powietrza sprężanego osiągalne wysokości nominalne w zależności od wewnętrznej adiabatycznej sprawności sprężarki $\eta_{i\text{-}ad}$ (Przyjęto dopuszczalną temperaturę ładowania 80° C.)

Dlatego w dalszym ciągu będą omawiane tylko sprężarki rotacyjne odśrodkowe, przed które przy dużych prędkościach lotu można wstawić urządzenie ładujące przez spiętrzenie. Występujące w nim przy



Rys. 3. Wysokość sprężania, stosunek ciśnień i temperatura przy spiętrzeniu wskutek szybkości lotu w wypadku adiabatycznego sprężania bez strat.

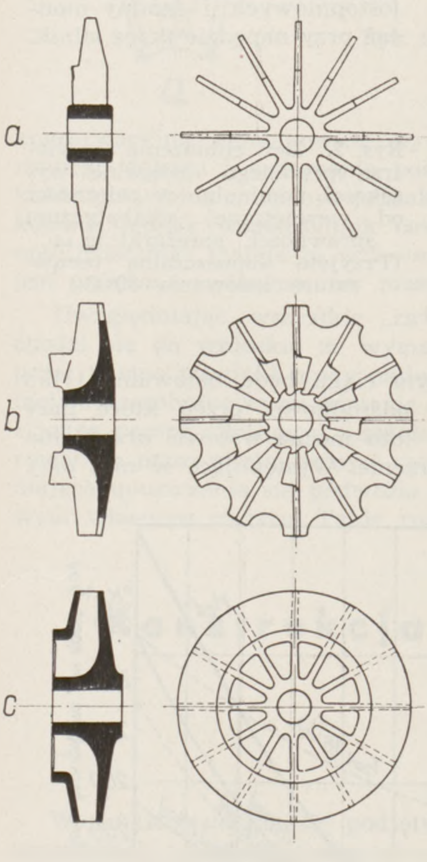
adiabatycznym sprężaniu bez strat wysokości tłoczenia, stosunki ciśnień i temperatury są przedstawione na rys. 3.

II. Charakterystyki i osiągi różnych typów sprężarek rotacyjnych odśrodkowych

Z obu stron otwarta „gwiazda łopatek" ze stali była, zdaje się, najstarszą postacią wirnika, rys. 4a. Z powodu konieczności stosowania wielkich szybkości obwodowych i dużych wysokości sprężania na jeden stopień nie odstąpiono w budowie sprężarek od

1) Przez wysokość nominalną należy w tym artykule rozumieć zawsze wysokość, na której ciśnienie ładowania wynosi jeszcze 1 at. abs.

łopatek czysto promieniowych z kątem wylotu 90°, chociaż łopatki tego kształtu posiadają wady w porównaniu z łopatkami w tył zakrzywionymi, jeśli chodzi o zachowanie się w pracy i sprawność [2]). Zaletą z obu stron otwartej „gwiazdy łopatek" jest uniknięcie, pochodzących od wirnika, osiowych obciążeń łożysk. Również w Niemczech „gwiazda łopatek" w ulepszonej postaci znalazła zastosowanie, przy czym poszczególne łopatki otrzymały na tylnej stronie krótkie promieniowe żebra. Przy próbach obciążenia siłą odśrodkową, przeprowadzonych w DVL na wirniku tego typu, można było na krótki czas[3]) podwyższyć szybkość obwodową do 605 m/sek. bez stwierdzenia trwałych odkształceń.



Rys. 4. Konstrukcyjne kształty wirników sprężarek.

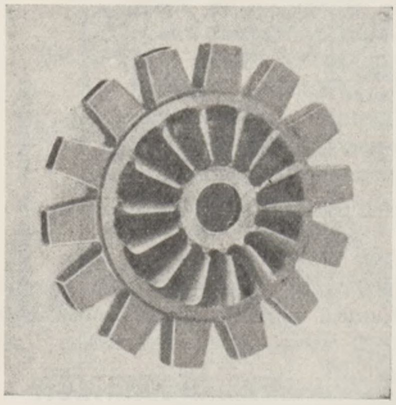
a) z obu stron otwarta „gwiazda łopatek".
b) wirnik półotwarty ze ścianką od tyłu.
c) wirnik zamknięty ściankami z obu stron.

Wirnik półotwarty, rys. 4b, jest stosowany w przeważającej większości nowszych sprężarek lotniczych. Jako materiał na niego są przerabiane wysokowartościowe stopy glinu. Do szybkości obwodowych około 250 m/sek można wirniki frezować z pełnego, natomiast przy większych szybkościach obwodowych kształt wirnika najpierw odkuwa się z grubsza w specjalnych formach.

Tarcze tych wirników najczęściej posiadają wycięcia między łopatkami. Jako ich uzasadnienie podawane jest zmiejszenie nacisku osiowego i korzyści natury wytrzymałościowej. Brak jednak wyczerpujących badań nad celowością tych wycięć, które w wielu wypadkach były punktem wyjścia dla pęknięć.

Wirnik typu DVL, który w pracy przy próbach zachował się dobrze aż do szybkości obwodowych ponad 400 m/sek, nie posiada tych wycięć, ponieważ rachunkowe dociekania nie wykazały korzyści w odniesieniu do rozkładu naprężeń.

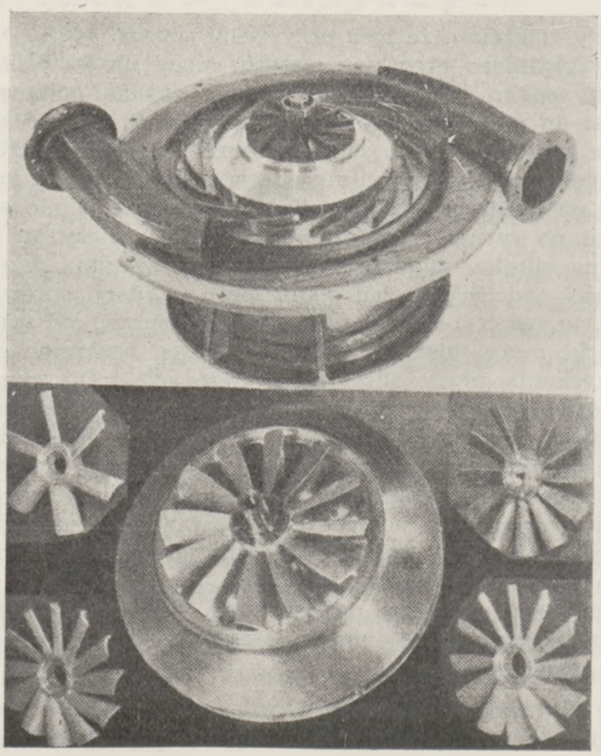
Wirniki zaopatrzone z obu stron w obiegające do około boczne ścianki, rys. 4c, były dotychczas tylko w sporadycznych wypadkach stosowane w sprężarkach lotniczych. Wirniki wykonane za pomocą spawania lub nitowania są szczególnie trudno dostępne dla dokładnego obliczenia przy projektowaniu, dotyczącego naprężeń i odkształceń, stwarzają zwiększone trudności przy dużych szybkościach obwodowych, a wadą ich jest najczęściej szorstkość kanałów powietrznych.



Rys. 5. Wirnik sprężarki Junkersa.

Specjalnym typem wirnika, jeśli chodzi o kształt, jest wirnik Junkersa, rys. 5.

Brak jeszcze podstaw doświadczalnych dotyczących przestrzeni klinowych, leżących między poszczególnymi kanałami powietrznymi, a odnoszących się do faktu, że wypływ nie wypełnia całego obwodu i do związanych z tym strat wskutek wymiany powietrza.[4]) Przedstawiony na rys. 6 wirnik typu DVL ma na celu zapobieżenie mechanicznym trudnościom, jakie przy dużych szybkościach obwodowych daje zamknięty wirnik, przez specjalną budowę. Wypływ może mieć miejsce wzdłuż całego obwodu. Osiowa szerokość kanałów może otrzymać prawie dowolny

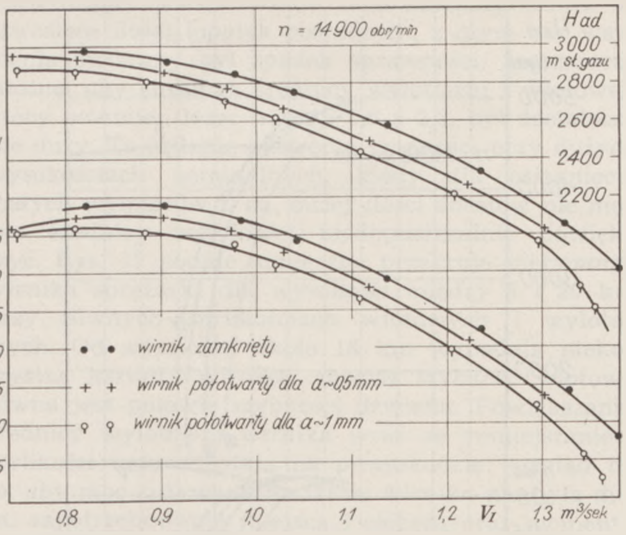


Rys. 6. Wirnik typu DVL wraz z wirnikiem wstępnym (osiowym) i sprężarka doświadczalna z nastawialnymi kierownicami i dającą się zmieniać spiralą drewnianą.

[2]) Według badań Politechniki w Brunświku sprawność spada tylko nieznacznie ze wzrostem kąta wylotu pomimo wzrostu wysokości sprężania.

[3]) Dłuższa praca była niemożliwa z powodu zbyt dużych szybkości obwodowych w łożyskach ślizgowych.

[4]) C. Pfleiderer, Die Kreiselpumpen. 2. Auflage. Julius Springer, Berlin, 1932.



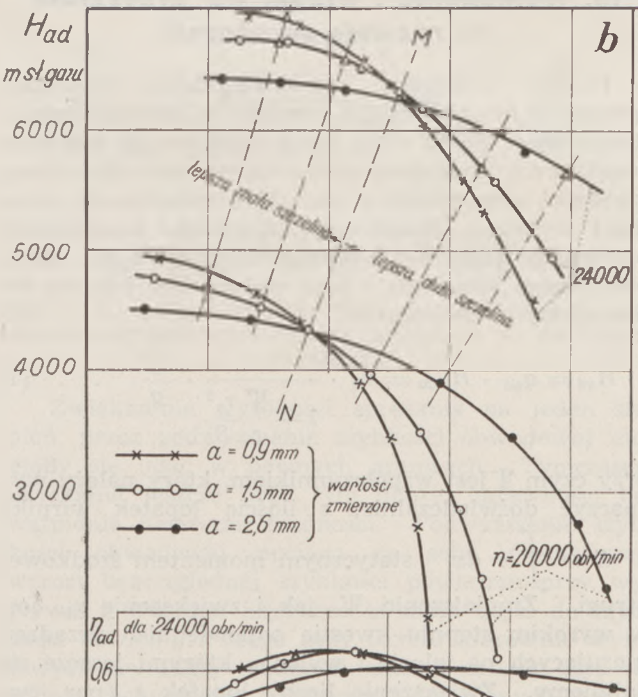
Rys. 7. Porównanie wysokości sprężania i sprawności wirnika zamkniętego oraz półotwartego.

przebieg. Podczas przeszło 100-godzinnej pracy sprężarki doświadczalnej, rys. 6, przy szybkościach obwodowych do 400 m/sek, na użytym zamkniętym wirniku nie wystąpiły żadne pęknięcia ani trwałe odkształcenia. Porównawcze pomiary wykazały wyższość tego typu nad wirnikiem półotwartym. Rys. 7 przedstawia część tych pomiarów.

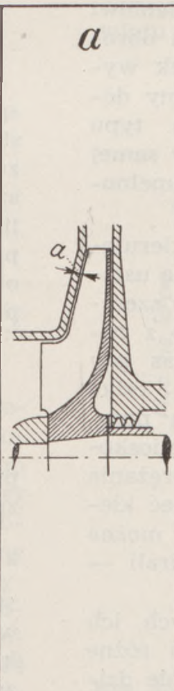
Przy oddaleniu pokrywy a = 1 mm, koniecznym ze względów ruchowych, wirnik półotwarty ma współczynnik sprawności o 5% mniejszy, niż wirnik typu DVL. Należy tu zwrócić uwagę na tę specjalną zaletę obustronnie zamkniętych wirników, która może kiedyś zmusi do ich powszechnego stosowania.

Przy dalszym zwiększaniu wysokości nominalnej musi się przejść na sprężarki wielostopniowe. Przy tym przy większej ilości wirników typu półotwartego osadzonych na dłuższym wałku w jednej osłonie, mogłoby stwarzać trudności utrzymanie w korzystnych granicach przy różnym rozgrzaniu ważnego ze względu na sprawność odstępu a (rys. 8a) między krawędziami łopatek a ścianą osłony. Ten odstęp a pokrywy może mieć decydujący wpływ na przebieg wysokości sprężania i sprawność. Znika on tylko przy pewnych określonych warunkach, których nie można z góry obliczyć (linia M—N na rys. 8b i 8c).

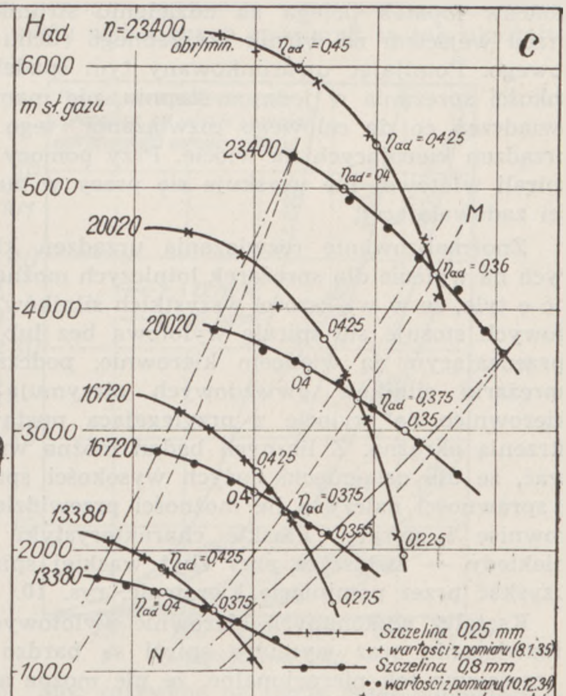
Duże znaczenie dla wysokości sprężania i sprawności wirnika ma ukształtowanie jego łopatek w części początkowej. Wirniki z czysto promieniowymi łopatkami bez zagięcia na wlocie dają mniejszą sprawność i wysokość sprężania, niż wirniki z łopatkami dobrze zakrzywionymi na początku. Rys. 9 daje pojęcie o rzędzie wielkości tego wpływu, znalezionym w szeregu prób. Można przyjąć za rzecz znaną, że w większości wypadków kształty uzyskane przez wygięcie łopatek na początku powstają przez uwzględnienie raczej własności materiału niż wymogów hydrodynamicznych. Tej niedogodności można zaradzić przez oddzielenie zagiętych części łopatek od właściwego wirnika, co prowadzi do zastosowania specjalnego wirnika wstępnego (osiowego).



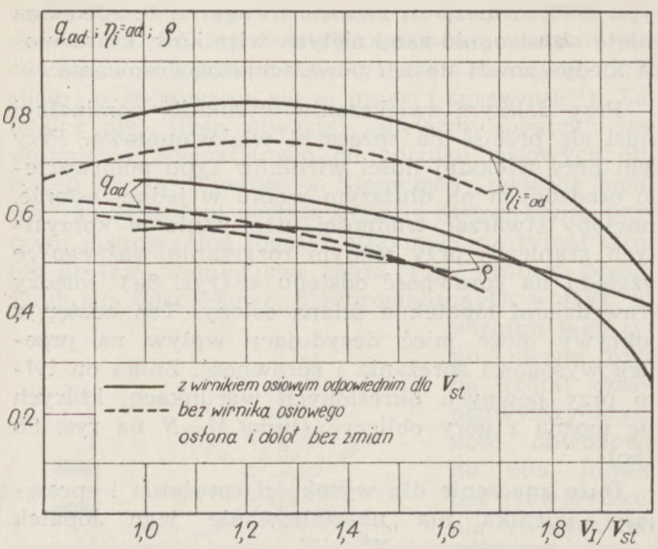
Rys. 8 b. Wpływ szczeliny między pokrywą a wirnikiem na przebieg charakterystyk dla wirnika półotwartego.



Rys. 8 a. Szczelina między pokrywą a wirnikiem typu półotwartego.



Rys. 8 c. Wpływ szczeliny między pokrywą a wirnikiem na przebieg charakterystyk z obu stron otwartej „gwiazdy łopatek" z niezmiennym odstępem od tylnej ściany osłony.



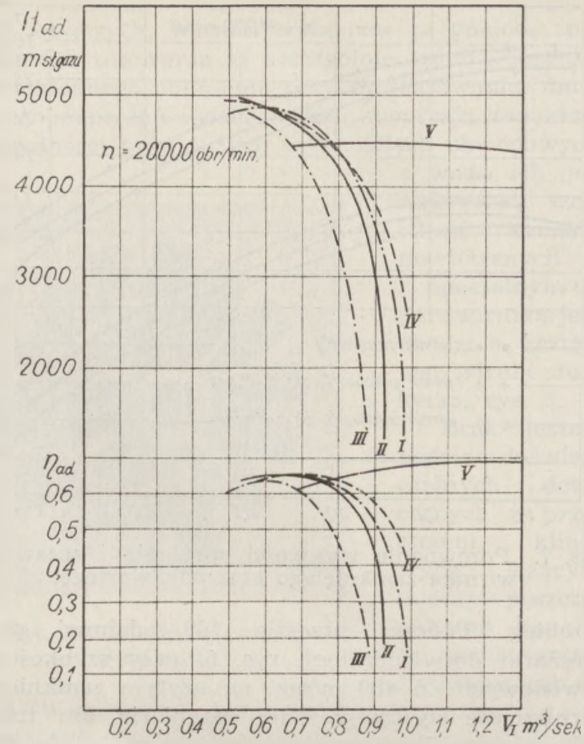
Rys. 9. Polepszenie charakterystyk wirnika z czysto promieniowymi łopatkami, za pomocą wirnika wstępnego (osiowego).

Łopatki wirnika wstępnego mogą być wykonane przez wygięcie albo frezowanie według kopiału; można też wirnik wstępny wykonać z pojedyńczych łopatek na wzór łopatek turbin parowych. Frezowanie ma tę zaletę, że przy prostocie i dokładności wykonania umożliwia każdy potrzebny kształt łopatek t. zn. ich wygięcie. Wymieniając wirnik wstępny można w pewnych granicach dostosować wydatek sprężarki do silnika.

Możliwość zachowania czysto promieniowych końców łopatek polega na udzieleniu strumieniowi przed wejściem na wirnik potrzebnego ruchu obrotowego. Pomijając uwarunkowany tym spadek wysokości sprężania w jednym stopniu, nie mamy doświadczeń co do celowego rozwiązania tego typu urządzeń kierujących na wlocie. Przy pomocy samej spirali wlotowej nie uzyskuje się pracy w zupełności zadowalającej.

Znormalizowanie rozwiązania urządzeń kierujących na wylocie dla sprężarek lotniczych można ustalić o tyle, że w większości wszystkich silników szeregowych stosuje się spiralę wylotową bez lub z poprzedzającym ją wieńcem kierownic, podczas gdy sprężarki silników gwiazdowych otrzymują tylko kierownice na wylocie z przylegającą pustą przestrzenią okrężną. Z licznych badań można wnioskować, że dla osiągnięcia dużych wysokości sprężania i sprawności należy o ile możności przewidzieć kierownice i spiralę. Płaskie charakterystyki można niekiedy — zwłaszcza przy zbyt wąskiej spirali — uzyskać przez pominięcie kierownic, rys. 10.

Kształty wykonanych kierownic wylotowych, ich rozwiązanie oraz wymiary spiral są bardzo różne i częściowo tak nieracjonalne, że nie można się dziwić niskiej sprawności sprężarek. Badane w DVL sprężarki zagranicznych silników lotniczych miały przy wysokościach sprężania między 600 i 3700 m najwyższe współczynniki sprawności od 0,26 do 0,55 w warunkach pracy silnika. Na podstawie prób można było stwierdzić, że zamiana prędkości na ciśnienie w urządzeniach kierujących częściowo osiągała tylko małe wartości, i że osłona wlotu była za wąska i posiadała zbyt ostre zmiany kierunku.



Rys. 10. Wpływ kształtu różnych urządzeń kierujących na wylocie na charakterystyki sprężarki. Krzywe I—IV odpowiadają czterem różnym kształtom kierownic. Krzywą V otrzymano po usunięciu kierownic, a więc przy gładkim pierścieniu kierującym.

III. Wymagania i widoki na przyszłość w rozwoju sprężarek

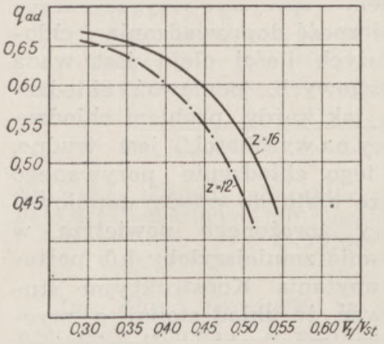
Pilnym zadaniem jest zwiększenie wysokości sprężania, którą możnaby uzyskać w wirniku jednostopniowym. Są tu dwie drogi możliwe: po pierwsze zwiększenie wysokości sprężania wirnika dla danej szybkości obwodowej, a po wtóre zwiększenie możliwej szybkości obwodowej. Możliwości rozwiązania pierwszego zadania dla wypadku dopływu bez ruchu obrotowego powietrza i kąta wylotowego łopatek 90° poznajemy ze związku [5])

$$H_{ad} = q_{ad} \cdot H_{t\,\infty} = \eta_{ih} \cdot \frac{1}{1 + \frac{\Psi'}{z}\frac{r_2^2}{S}} \cdot \frac{u_2^2}{g} \quad \cdot \quad \cdot \quad (1)$$

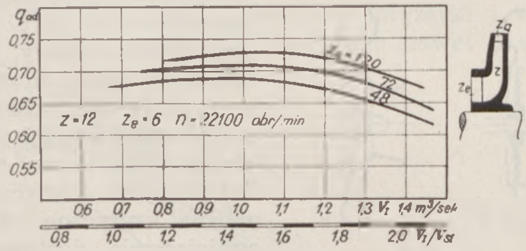
przy czym Ψ' jest współczynnikiem, który należy wyznaczyć doświadczalnie, z ilością łopatek wirnika a $S = \int r\,dx$ statycznym momentem środkowej strugi. Zmniejszenie Ψ' jak i zwiększenie η_{ih} jest w wysokim stopniu kwestią odpowiednich urządzeń kierujących na wlocie i wylocie, którymi jeszcze się zajmiemy. Zwiększenie liczby łopatek z (por. rys. 11a) jest możliwe tylko w ograniczonej mierze, ponieważ z powodu tego, że łopatki dochodzą aż do piasty, duża ich ilość zmiejsza poważnie przekrój wlotowy i może zwiększyć straty wlotowe. Możliwe jako takie umieszczenie krótszych promieniowych łopatek pośrednich nastręcza wytrzymałościowe a także pewne hydrodynamiczne trudności. Przy próbach

[5]) Por. przyp. 4.

stwierdzano zawsze wzrost wysokości sprężania ze wzrostem ilości łopatek pośrednich, z czym bez wątpienia związany był spadek sprawności. Jest rzeczą istotną, aby stosunek średnicy wylotowej i wlotowej, który powinien leżeć między 1,6 a 2,2, był dostatecznie duży. To żądanie nastręcza trudności przy dużych wysokościach nominalnych, kiedy dla osiągnięcia małych wymiarów t. zn. dużej ilości obrotów nie można średnicy wylotowej niedopuszczalnie powiększyć. Rys. 12 podaje konieczne przekroje pierwszego wirnika sprężarki dla wysokości między 6 i 20 km przy równych szybkościach wlotowych i wylotowych. Od wysokości około 16 km wypadają niekorzystne kształty wirnika, chociaż szybkość wlotowa równa jest połowie szybkości dźwięku. Powiększaniu średnicy wylotowej wirnika wraz ze zmniejszaniem szybkości kątowej stają na przeszkodzie: wzgląd na to, aby moc zużywana na tarcie wirnika nie była duża, zapotrzebowanie miejsca i ciężaru oraz momenty żyroskopowe.



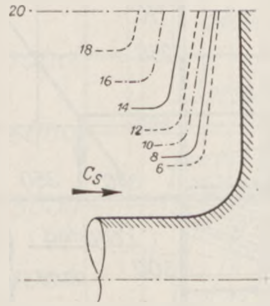
Rys. 11a. „Współczynniki dobroci" dla różnych ilości łopatek wirnika przy tej samej sprężarce i tych samych zresztą wymiarach wirnika.



Rys. 11 b. „Współczynniki dobroci" dla różnych ilości czysto promieniowych łopatek pośrednich z_a na wylocie z wirnika.

Zwiększenie wysokości sprężania na jeden stopień, przez podwyższenie szybkości obwodowej mogłoby się udać w pewnych granicach. Tymczasem uzyskanie jeszcze przy tym dobrej sprawności bez wątpienia nastręcza trudności. Podwyższenie szybkości obwodowej pociąga za sobą równoczesny wzrost bezwzględnej szybkości powietrza przy wypływie z wirnika. Szybkość ta może dojść do szybkości dźwięku, z czego przy użyciu kierownic wylotowych wynikają trudności znanej natury. Rys. 14 podaje rachunkowo wyznaczone dla różnych warunków pracy zależności między szybkością bezwzględną przy wypływie z wirnika, szybkością obwodową i szybkością dźwięku.

Przy użyciu wirników z lekkiego metalu z otworem w piaście mogą powstać specjalne trudności z powodu występującego w pracy powiększenia tego otworu wskutek małego modułu sprężystości. Jak rachunek wykazuje, już przy szybkości obwodowej 350 m/sek i normalnie spotykanych wymiarach wirnika mogą wymiary otworu wzrosnąć o 0,05—0,08 mm. Przy wirnikach stalowych istnieje możliwość wykonania ich wraz z wałkiem z jednej sztuki albo wtłoczenia wirnika na wałek z dużymi naprężeniami



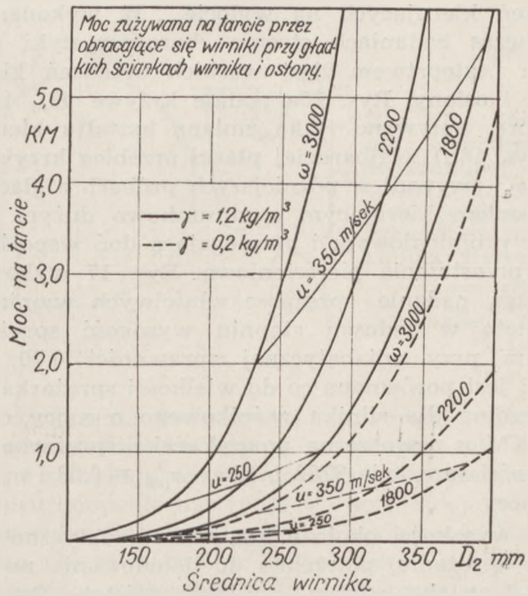
Rys. 12. Przekroje wirnika pierwszego stopnia jednostrumieniowej sprężarki dla silnika gaźnikowego o mocy 600 — 700 KM. (Liczby przy zarysach podają odpowiadające im wysokości nominalne).

Założenia: u_2 = 300 m/sek. $c_s \sim 0{,}5\,a$, $c_{2m} \sim 0{,}7\,c_s$

wstępnymi. Dotychczas nie zbadano, czy skurczowe osadzenie jest przy użyciu lekkiego metalu możliwe i celowe. Przy odpowiedniej konstrukcji można i przy wirnikach z lekkiego metalu zrezygnować z otworu w piaście, jeśli wirnik i wałek są z jednego kawałka a na wałek są nasunięte usztywniające tuleje stalowe. Tego rodzaju rozwiązania konstrukcyjne wirników w DVL nie nastręczyły w pracy przy próbach żadnych trudności.

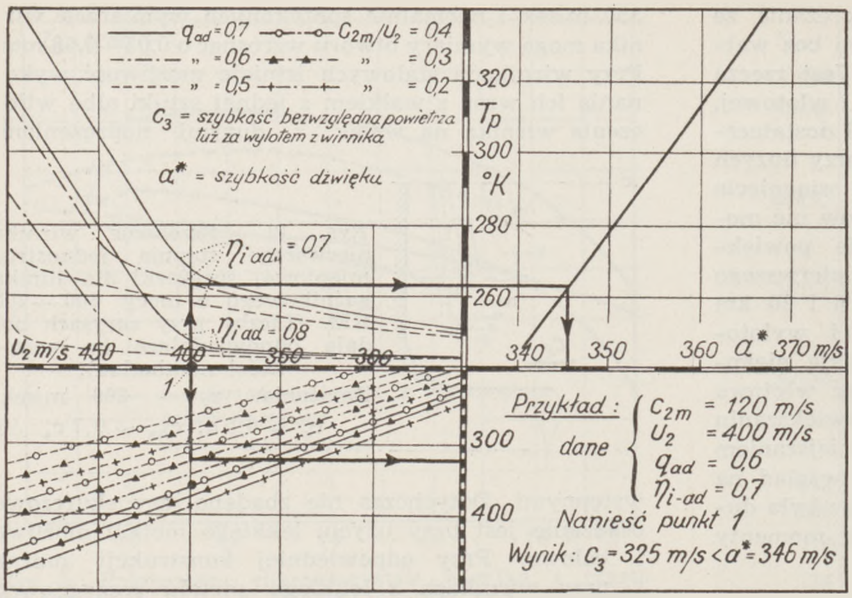
Równolegle z powiększaniem wysokości sprężania jednostopniowych sprężarek musi iść polepszanie zachowania się w pracy t. zn. kształtu charakterystyk, podwyższenie sprawności i polepszenie możliwości regulacji w sprężarkach napędzanych przez silnik.

Zachowanie się w pracy i sprawność można polepszyć prostymi środkami konstrukcyjnymi. Osłony wlotu wielu wykonanych sprężarek są tak ukształto-



Rys. 13. Moc zużywana na tarcie przez obracające się wirniki przy różnej gęstości powietrza w osłonie i zmiennych wartościach na ω.

wane, że nie może dojść do dopływu powietrza do wirnika, ani wolnego od ruchu obrotowego (rys. 15a), ani też równomiernego (rys. 15b). Najodpowiedniejszy jest w każdym razie wlot w kierunku ściśle osiowym (rys. 15c), który też w pracy przy próbach wykazał swą wyższość nad innymi rozwią-



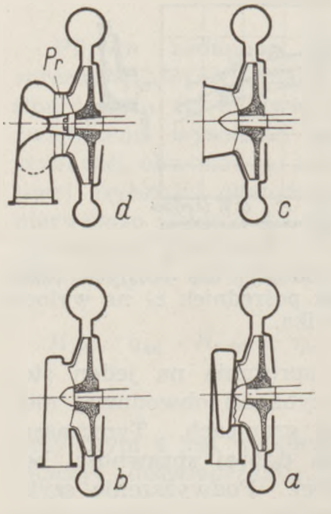
Rys. 14. Rachunkowo wyznaczona zależność między szybkością obwodową wirnika, bezwzględną szybkością powietrza przy wypływie z wirnika i szybkością dźwięku przy każdorazowej temperaturze powietrza na wylocie z wirnika. (Rachunek opiera się na zmierzonych wartościach stopnia reakcyjności i temperatur. Temperatury zasysania odpowiadają wysokościom nominalnym wynikającym z szybkości obwodowej i „współczynnika dobroci“).

zaniami. Tam gdzie on nie jest możliwy ze względu na zabudowanie, można podobne działanie uzyskać za pomocą osłony wlotu według rys. 15d. Badania wykonanych zabudowań silników wykazały, że występujące przy tym małe powiększenie długości zabudowania nie wywołuje trudności.

Na przebieg krzywych, zarówno wysokości sprężania, jak i sprawności, można wpłynąć kształtem urządzeń kierujących na wylocie. W wykonanych dotychczas badaniach strome charakterystyki były zawsze następstwem zbyt wąskich urządzeń kierujących i osłony. Rys. 16a podaje krzywe H_{ad} i γ_{iad} na które wpływano tylko zmianą kształtu kierownic (rys. 16b). Najbardziej płaski przebieg krzywych H_{ad} i γ_{ad} wypadł w późniejszych próbach z gładkim pierścieniem kierującym o stosunkowo dużym wymiarze promieniowym i przylegającą doń współśrodkową przestrzenią pierścieniową. Rys. 17 wykazuje, że przez nadanie sprężarce właściwych wymiarów osiągnięto w jednym stopniu wysokość sprężania 8200 m przy adiabatycznej sprawności 0,70. Na rys. 18 jest porównana co do wielkości sprężarka doświadczalna dla silnika gaźnikowego o mocy około 1100 KM z nowoczesną amerykańską sprężarką dla wysokości sprężania 3700 m przy γ_{iad} = 0,53 i mniejszej mocy.

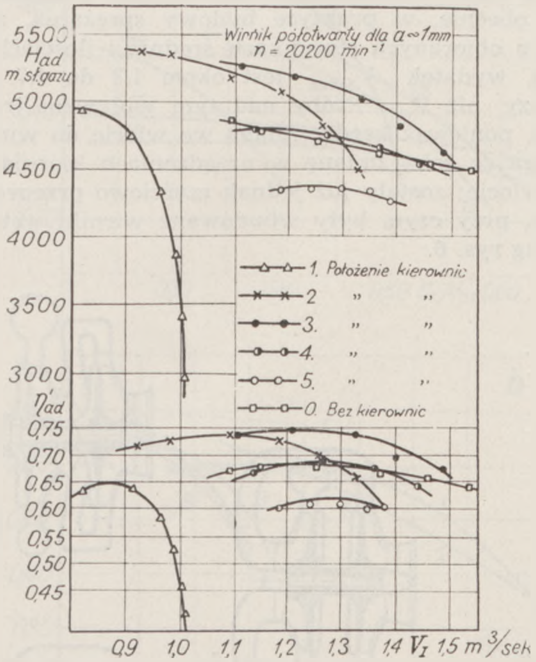
Od wysokości około 6 km jest adiabatyczna wysokość sprężania, potrzebna do doładowania na ciśnienie 1 at. obs., większa niż wysokość lotu. Przy locie na wysokości 20 km wzrost jej jest taki, że jest ona 1,65 razy większa niż wysokość lotu. Wchodząca dotychczas w rachubę ilość stopni dla różnych wysokości i dla doładowania na 760 mm sł. rtęci, zdaje się leżeć w obszarze zakreskowanym rys. 19.

Przy sprężarkach wielostopniowych potrzebnych powyżej wysokości około 8 km, występują trudności niespotykane w typie jednostopniowym. Poza trudnością utrzymania normalnych obrotów wirnika poniżej krytycznych należą do nich przede wszystkim obciążenie osiowe występujące w zwyczajnych typach (rys. 20a) i środki do jego mechanicznego opanowania, względnie usunięcia. Najprostszą możliwość przedstawia układ dwu wirników o przeciwnych kierunkach dopływu, przedstawiony w dwu rozwiązaniach na rys. 20b i c w wypadku sprężarki dwustopniowej. Użyciu tłoków labiryntowych, znanych z budowy sprężarek stałych, mogą stać na przeszkodzie trudności ze względu na ciężar i miejsce. Lekka konstrukcja osłony i uwarunkowana tym wielkość szczeliny labiryntu pociągają za sobą niebezpieczeństwo zbyt dużych strat wskutek nieszczelności. Dla mechanicznego przejęcia obciążenia osiowego mogą w pewnych wypadkach znaleźć zastosowanie łożyska toczne z dużym odsadzeniem i specjalne łożyska ślizgowe. Konieczność doprowadzania i chłodzenia dużych ilości oleju jest wadą łożysk ślizgowych, ponieważ chłodzenie oleju, jak każdy problem chłodzenia w pracy na wysokości, jest trudne, a prócz tego chłodzenie porywanego przez sprężone powietrze oleju do międzystopniowej lub końcowej chłodnicy sprężonego powietrza, w krótkim czasie jej działanie zmniejszyłoby lub postawiłoby pod znakiem zapytania. Konstrukcyjne studia pozwalają wnioskować, że układ stopni o przeciwnym kierunku dopływu mógłby być najbardziej celową konstrukcją dla wielostopniowych sprężarek, szczególnie wtedy, gdy proces sprężania musi być przerwany dla ochłodzenia powietrza między stopniami. Przy pracy poniżej obrotów krytycznych można krytyczne obroty umiejscowić dostatecznie wysoko przez użycie sztywnych wałków, przez ich podparcie pośrednie i przez małą normalną ilość obrotów. Wszystkie te środki są oczywiście okupione zwiększeniem ciężaru. Odpowiedź na pytanie, czy musi się pracować przy obrotach niższych od krytycznych, czy też istotnie można uzyskać bezpieczną pracę w locie powyżej pierwszej i dostatecznie daleko poniżej drugiej krytycznej ilości obrotów, zależy zasadniczo od zakresu regulacji obrotów sprężarki, który w lotach wysokościowych jest bardzo obszerny. Jest ona możliwa dopiero po zdobyciu dostatecznego doświadczenia z wielostopniowymi sprężarkami silników lotniczych, ponieważ zależnie od wmontowania sprężarki należy uwzględnić mo-



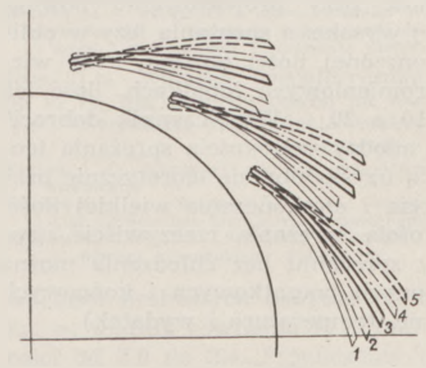
Rys. 15. Zwykłe kształty osłony wlotu sprężarek: a) ze spiralą, b) z „kieszenią“ wlotową, c) z dolotem osiowym, d) z obszerną komorą obwodową i krótkim urządzeniem prostującym Pr.

menty żyroskopowe, występujące w locie przy określonych ewolucjach.



Rys. 16 a. Zmiany charakterystyk sprężarki uzyskiwane dzięki właściwym lub niecelowym kształtom kanałów kierujących.

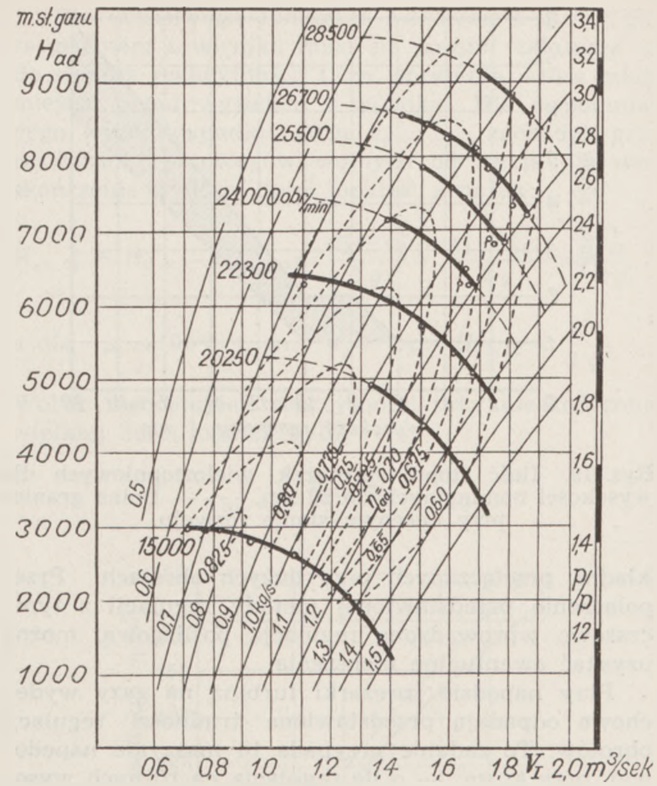
Jak długo sprężarki są napędzane przez silnik, problemy napędu i regulacji wywołują trudności przy dużych wysokościach sprężania. Przy niezmiennym stosunku między obrotami sprężarki i silnika, temperatury sprężonego powietrza nawet przy ko-



Rys. 16 b. Układy kierownic, które dały charakterystyki, przedstawione na rys. 16a.

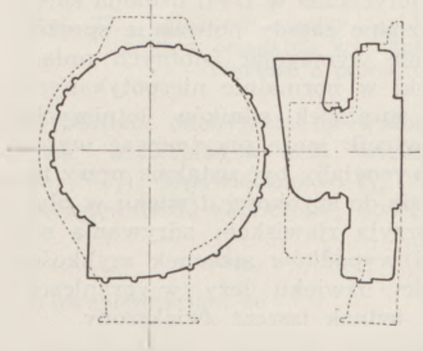
rzystnych współczynnikach sprawności przyjmują na małych wysokościach niedopuszczalnie wysokie wartości i z powodu konieczności silnego dławienia stawiają pod znakiem zapytania uzyskanie wystarczającej mocy startowej albo w ogóle nawet pracę silnika. Środkiem zaradczym są na razie przełączalne przekładnie wielobiegowe. Natomiast wzorowe rozwiązanie daje ciągła regulacja ilości obrotów sprężarki, która na podstawie prac DVL nie może już być uznana za problem nierozwiązany. Próbne rozwiązanie, które poważnie zbliża się do wolnej od strat, ciągłej regulacji, dało zadowalające wyniki.

Dalsze możliwości regulacji przy napędzie sprężarki stałą przekładnią, które, jak się zdaje, nie są pozbawione widoków na przyszłość, polegają np. na



Rys. 17. Charakterystyki doświadczalnej sprężarki DVL z rys. 6 (o-o-o wartości zmierzone podczas wielogodzinnej pracy przy próbach).

regulacji zasilania wielostopniowych sprężarek. Potrzebne urządzenia nie muszą być niczym innym, jak organami zamykającymi na wlocie i wylocie jednego lub kilku szeregowo pracujących wirników i zależnie

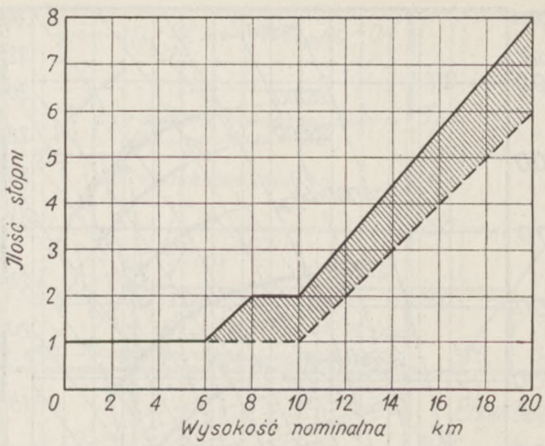


Rys. 18. Porównanie wymiarów doświadczalnej sprężarki DVL (rys. 6) i nowoczesnej amerykańskiej sprężarki silnika szeregowego.

- - - - - sprężarka amerykańska, —— sprężarka doświadczalna DVL.

od rozwiązania dodatkowymi otworami wlotowymi na osłonie. Jeśli się organy zamykające tak wykona, że one zamykają wirniki dostatecznie szczelnie i jeśli ich uruchomienie następuje w racjonalnej kolejności, to prawdopodobnie włączanie i wyłączanie dla przepływu całych wirników w połączeniu z częściowym dławieniem może służyć do dostosowania wysokości sprężania do wysokości lotu w sposób prawie ciągły.[6]) Chociaż ta metoda regulacji nie została jeszcze w pracy zbadana, to jednak zdaje się, że związane z nią trudności dadzą się opanować, ponieważ części, które trzeba przestawiać, mogą się znajdować na nieruchomej osłonie, a więc odróżniają się korzystnie od prze-

[6]) Dokładniejsze zbadanie ekonomii tej regulacji, zależnej między innymi od właściwego zwymiarowania organów zamykających, prowadziłoby tu za daleko.



Rys. 19. Ilość stopni sprężarek wielostopniowych dla wysokości nominalnych do 20 km. - - - - - Dolna granica przy obecnym stanie rozwoju.

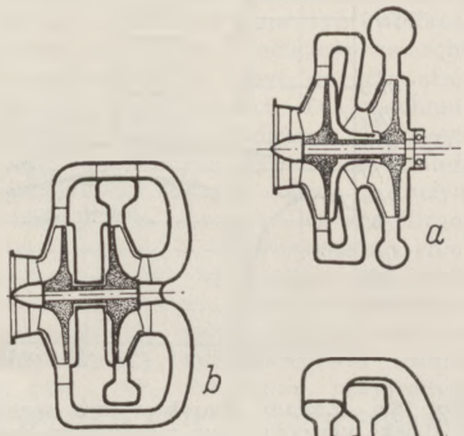
kładni, przełączanych przy dużych obrotach. Przez połączenie przedstawionej metody regulacji z tymczasowo wprowadzoną regulacją poślizgową, można uzyskać ewentualne ulepszenia.

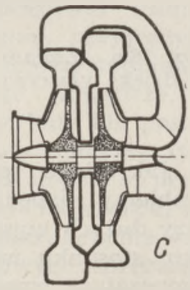
Przy napędzie sprężarki turbiną na gazy wydechowe odpadają przedstawione trudności regulacji obrotów. To zadanie przypada tu maszynie napędowej, przy której — o ile regulacja na różnych wysokościach nie następuje samoczynnie — potrzebne warunki, jeśli chodzi o moc i obroty, można uzyskać np. zmianą doprowadzonej ilości gazów, spadku cieplika i stopnia zasilania.

IV. Kilka zasad wstępnego obliczania sprężarek

Przeprowadzone dotychczas w DVL badania sprężarek wykazały, że znane zasady obliczania sprężarek odśrodkowych, nie wymagając istotnych zmian, dają też dobre wyniki w normalnie niespotykanych warunkach budowy sprężarek silników lotniczych. Szybkość wlotu na wirnik może przyjmować wysokie wartości. Granica mogłaby być ustalona przez to, że za duże zbliżenie się do szybkości dźwięku w płynącym powietrzu sprzyja zjawiskom odrywania się strugi. W większości wypadków stosunek szybkości wlotowej do szybkości dźwięku leży w granicach 0,2 — 0,3, może być jednak jeszcze zwiększony.

Ponieważ dochodzące aż do piasty łopatki wirnika mają na wlocie do niego kształt łopatek osiowych, należy z powodu stosunkowo dużego podziału szczególnie na największej średnicy wlotu, przy obliczaniu kątów na początku łopatek uwzględnić odchylenie na wlocie, t. zn. potrzebne nastawienie łopatek. Rozporządzalny materiał doświadczalny upoważnia do twierdzenia, że przy właściwym zastosowaniu znanych metod obliczania uzyskuje się zadowalające wyniki.[7]) Badania wykazały dalej ze stosunkowo dobrą zgodnością, że w przypadku urządzeń kierujących na wylocie o dostatecznych wymiarach wydatek odpowiadający wlotowi bez uderzenia V_{st} (t. zn. wydatek, jaki byłby dostarczony, gdyby kierunek szybkości względnej wpadał w kierunek pierwszego elementu łopatki), pozostaje praktycznie z wydatkiem odpowiadającym najlepszej sprawności $V_{\gamma max}$ w stałym stosunku o wąskich granicach. Jeśli nawet ta wartość stanowi tylko przybliżenie, to jednak ważną dla projektowania rzeczą jest wiedzieć, że przy obecnie, w praktyce budowy sprężarek, zwyczajnie obieranych stosunkach średnic i ilościach łopatek, wydatek $V_{\gamma max}$ jest około 1,3 do 1,7 razy większy niż V_{st}. Próby nad tym wpływem trwają długo, ponieważ każda zmiana we wlocie do wirnika pociąga za sobą zmianę w urządzeniach kierujących na wylocie; zostały już jednak częściowo przeprowadzone, przy czym były wbudowane wirniki wstępne według rys. 6.





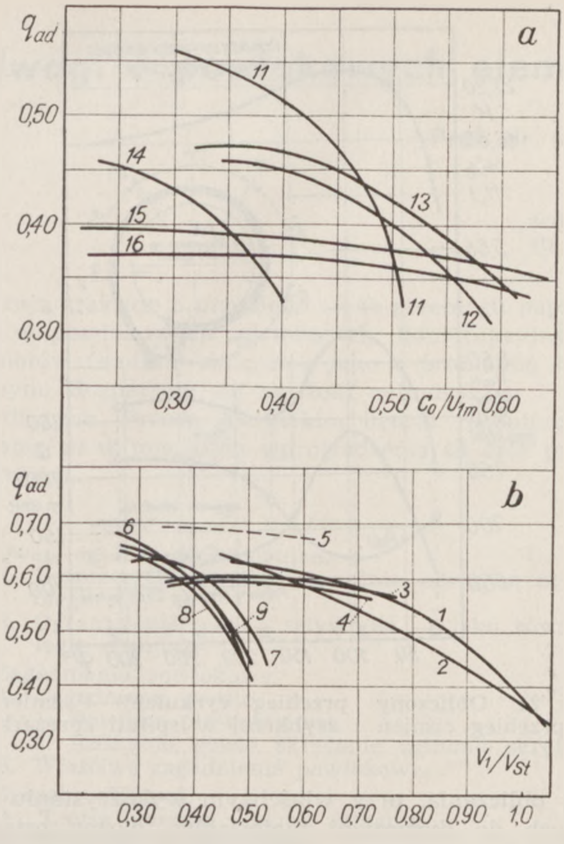
Rys. 20. Sprężarki dwustopniowe: a) o zgodnym kierunku przepływu, b) o przeciwnym kierunku przepływu z pierścieniową przestrzenią dla zmiany kierunku, c) o przeciwnym kierunku przepływu z 2 spiralami.

Poważna trudność przy projektowaniu nowego wirnika dla żądanej wysokości sprężania leży w obliczeniu wpływu skończonej ilości łopatek. Przy wirnikach o czysto promieniowych łopatkach, ilość ich waha się między 10 a 20. „Współczynnik dobroci“ q_{ad} jako stosunek między wysokością sprężania teoretyczną $H_{t\,\infty}$ (którą uzyskałoby się teoretycznie przy przepływie bez tarcia i nieskończenie wielkiej ilości łopatek), a wysokością sprężania rzeczywiście uzyskaną (którą przy sprężaniu bez chłodzenia można obliczyć ze zmierzonych początkowych i końcowych wartości na ciśnienie, temperaturę i wydatek)

$$q_{ad} = \frac{H_{ad}}{H_{t\,\infty}} = \frac{\frac{k}{k-1} R T_I \left[\left(\frac{p_{II}}{p_I} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] + \frac{c_{II}^2 - c_I^2}{2\,g}}{\frac{u_2^2}{g}} \quad \ldots (2($$

na który dla różnych sprężarek znaleziono wartości przedstawione na rys. 21a i b, nie wystarcza sam do obliczenia wstępnego, ponieważ w nim w dużej mierze zawarty jest wpływ urządzeń kierujących wylotowych oraz osłony. Ze związków $H_{t\,\infty} = m \cdot H_t$ i $H_t = \frac{1}{\eta_{ih}} \cdot H_{ad}$ wynika $q_{ad} = \eta_{ih}/m$. Na podstawie obszernych pomiarów i obliczeń ustalono dla η_{ih} wartości między 0,82 a 0,86, tak że i dla m podanie

7) Por. przy tym przyp. 4.



Rys. 21. Wartości „współczynnika dobroci" q_{ad} znalezione przy badaniu większej ilości sprężarek.

Rys. 21 a. Wartości współczynnika q_{ad} w zależności od $\frac{c_0}{u_{1m}}$ dla sprężarek z czysto promieniowymi łopatkami wirnika.

c_0 = szybkość wlotu na wirnik.
u_{1m} = szybkość obwodowa na średnim promieniu wlotu.

Krzywe 11, 12, 13 — Sprężarki silników gwiazdowych z dobrze skonstruowanymi kierownicami.
Krzywa 14 — Sprężarka z nieodpowiednim urządzeniem kierującym.
Krzywe 15, 16 — Sprężarki z nieodpowiednimi kierownicami wylotowymi i przylegającą przestrzenią pierścieniową.

Rys. 21 b. Wartości współczynnika q_{ad} w zależności od V_1 V_{st} dla zakrzywionych na wlocie łopatek wirnika.
V_{st} = wydatek przy wlocie, wolnym według rachunku od uderzenia.

Krzywe 1, 2 — Sprężarki silników gwiazdowych z nie dpowiednimi kierownicami.
Krzywe 3, 4, 5 — Sprężarki ze spiralą ciśnieniową w połączeniu z gładkim pierścieniem kierującym o zmiennym wymiarze promieniowym.
Krzywe 6, 7, 8, 9 — Sprężarki ze spiralą ciśnieniową w połączeniu z różnymi kierownicami wylotowymi.

wartości liczbowych okazuje się możliwe. Rozkładając m według równania (1), znajdujemy dla ψ wartości od 2,0 do 2,4. Przeliczenie nowych konstrukcji różnych sprężarek według tych wartości dało wyniki dobrze zgadzające się z obliczeniem wstępnym. Kanały powietrzne zostały przy tym co do kształtu tak rozwiązane, że przy założeniu całkowitego wypełnienia kanałów między łopatkami od wlotu do wylotu, rachunkowa składowa promieniowa szybkości bezwzględnej w przybliżeniu pozostawała stała lub nieznacznie malała. Największe wartości na ψ znaleziono, gdy wylotowe urządzenia kierujące miały małe wymiary promieniowe i przebiegi przemiany szybkości na ciśnienie nie mogły zachodzić całkowicie. Przy wymiarach sprężarek, jakie wydają się konieczne i ze względu na problem miejsca i ciężaru dopuszczalne, możnaby osiągnąć między u_2 i wysokością nominalną zależności, które należy wziąć z rys. 22.

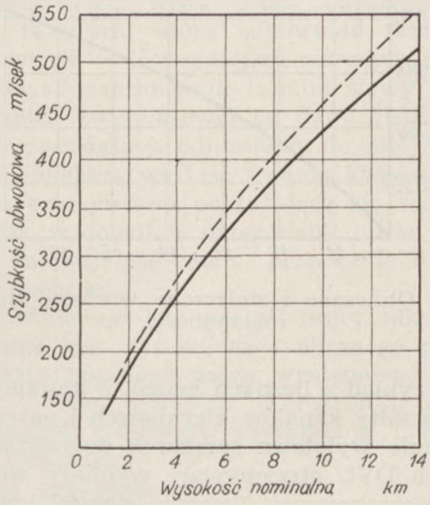
Dla właściwego obliczenia kierownic i spirali poza wylotem z wirnika musi się porobić założenia co do stopnia reakcyjności, t. zn. sprężenia, które miało miejsce przed wyjściem z wirnika. Dla wspomnianego wyżej wypadku, gdzie $c_0 = c_{2m}$, zachodzi, przy rozważaniu przebiegów wolnych od tarcia dla nieskończenie wielkiej ilości łopatek, związek:

$$H_{kin\,\infty} = H_{t\,\infty} - H_{stat\,\infty} = \frac{c_2^2 - c_0^2}{2\,g} = \frac{c_2^2 - c_{2m}^2}{2\,g} = \frac{c_{2u}^2}{2\,g},$$

a dla $\beta_2 = 90^0$ t. zn. $u_2 = c_{2u}$, $H_{kin\,\infty} = \frac{u_2^2}{2\,g}$

Wobec tego stopień reakcyjności przy nieskończenie wielkiej ilości łopatek byłby

$$\rho\,\infty = \frac{H_{stat\,\infty}}{H_{t\,\infty}} = 0{,}5.$$



Rys. 22. Zależność między szybkością obwodową wirnika a osiągalną wysokością sprężania.
- - - Wartość z pomiaru do 10 km.

Z powodu odchylenia na wylocie teoretyczna szybkość bezwzględna jest większa niż rzeczywista ($c_2 > c_3$), odpowiednio do $c_{2u} > c_{3u}$ Pisząc więc przy uwzględnieniu skończonej ilości łopatek

$$H_{stat\,t} = H_t - H_{kin\,t}$$

i uwzględniając, że

$$H_t = \frac{u_2 \cdot c_{3u}}{g}$$

i

$$H_{kin\,t} = \frac{1}{2\,g}\,(c_3^2 - c_{3m}^2) = \frac{c_{3u}^2}{2\,g}$$

otrzymamy

$$\rho_t = 1 - \frac{c_{3u}}{2\,u_2}$$

Wobec tego, że

$$H_{t\,\infty} = m \cdot H_t, \quad \text{t. zn.} \quad c_{2u} = m\,c_{3u} = u_2,$$

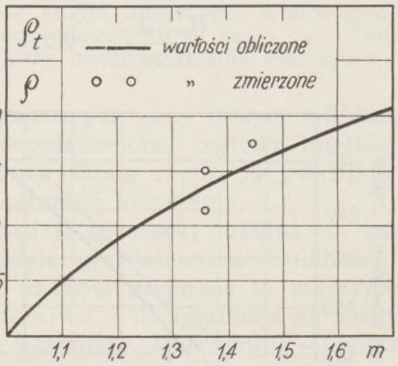
otrzymamy

$$\rho_t = 1 - \frac{1}{2\,m} \quad \dots \dots \quad (3)$$

Z rachunku wynikają przy różnych założeniach wartości podane na rys. 23, które wcale dobrze zga-

dzają się z pomierzonymi wartościami, chociaż zostały wyznaczone bez uwzględnienia kilku czynników. Przyjęciu zaś, że wyliczona wartość ρ_t jest równa rzeczywistej ρ, odpowiada założenie równości współczynnika sprawności hydraulicznej w wirniku i kierownicach.

Kierownice wylotowe, obliczone znanym sposobem[8]), dały zadowalające wyniki, o ile kąt rozszerzenia ε kanału kierującego wykonano jako istotnie mniejszy, niż podany w literaturze jako dopuszczalny. Przy zbadanych dotychczas w DVL kształtach kierownic, najlepsze warunki dla przemiany szybkości na ciśnienie wypadły przy $\varepsilon < 4^{0}$. Wpływ kierownic wylotowych na kształt charakterystyki i wielkość współczynnika sprawności jest bardzo duży. Rys. 16

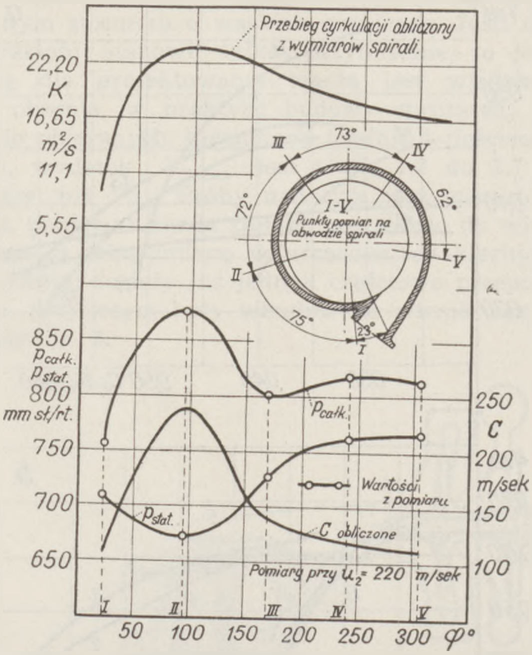


Rys. 23. Obliczone i zmierzone wartości dla stopnia reakcyjności.

podaje przykład z licznych badań, z którego możemy poznać kształty kanałów kierujących i uzyskane wyniki. Spirale wylotowe sprężarek dotychczas zawsze w pracach DVL otrzymywały wymiary według zasady powierzchniowej (zasada stałości cyrkulacji), przy czym uwzględniano tarcie o ściany. Dokładne badanie rachunkowe i pomiarowe, przeprowadzone na pewnej spirali, wykazało dobrą zgodność rachunku i pomiaru (rys. 24). Obliczony z przekrojów spirali przebieg cyrkulacji K wcale dobrze się zgadza ze zmierzonym wzdłuż zewnętrznego ograniczenia spirali przebiegiem ciśnienia statycznego i całkowitego oraz szybkości, przy wzięciu za podstawę pomiaru rachunku równych wydatków.

V. Streszczenie

Reasumując powyższe można powiedzieć, że przy pomocy znanych obecnie konstrukcji sprężarek i za-



Rys. 24. Obliczony przebieg cyrkulacji i zmierzony przebieg ciśnień i szybkości w spirali sprężarki.

sad obliczania, przy właściwym wykorzystaniu stojących do dyspozycji materiałów, można osiągnąć względnie osiągnięto w jednym stopniu wysokość sprężania 7000 do 8500 m słupa gazu przy współczynnikach sprawności, odniesionych do porównawczego przebiegu adiabatycznego, około 0,7. Zapotrzebowanie miejsca i ciężaru jest przy tym znośne we wszystkich wypadkach. Traktowanie sprężarki jako nieprzyjemnej maszyny pomocniczej przy wysokościach ponad 3 km już nie jest usprawiedliwione, bo bez niej zadawalająca praca silnika już się nie udaje. Dążeniem konstruktorów silników i płatowców w równej mierze powinno być wzięcie w dostatecznym stopniu pod uwagę tego, jak konstruktorzy urządzeń ładujących dalej muszą pracować nad tym, aby przy zachowaniu dużych wysokości sprężania i współczynników sprawności, utrzymać możliwie małe zapotrzebowanie miejsca. Że złe warunki zabudowania silnika nie zawsze można i należy położyć na karb zbyt dużej sprężarki, poznajemy wyraźnie na przykładzie silnika Rolls-Royce Kestrel, który pomimo dużej sprężarki daje się, według powszechnego zdania, bez zarzutu zabudować. Odpowiedź na pytanie, czy zwykle obecnie stosowany układ ze sprężarką na odwróconej od śmigła stronie silnika, powinien czy też musi być zachowany, nie jest jeszcze dzisiaj możliwa.

8) Por. przy tym przyp. 4.

Uwagi o powłokowych elementach konstrukcyjnych samolotów

Prof. dr. inż. Herbert Wagner

Z oryginału p. t. „Einiges über schalenförmige Flugzeug - Bauteile", Luftfahrtforschung, Band 13 (1936), str. 281—292, przetłumaczył inż. Stefan Żmigrodzki.

Praca traktuje o przebiegu sił (i przebiegu naprężeń) w powłokowych elementach konstrukcyjnych samolotów (kadłub, skrzydło) jako o problemie statycznym. Rozpatruje się powłoki cylindryczne i nie cylindryczne. Przede wszystkim będzie rozpatrzony przebieg sił w miejscach wprowadzenia sił oraz przy wykrojach.

Treść:

I. Ogólne uwagi o przebiegu sił

Aby zaznaczyć punkt widzenia, obrany przy następujących rozważaniach, dotyczących zagadnienia wytrzymałości powłoki — podano uprzednio kilka zasadniczych uwag o przebiegu sił w konstrukcjach statycznie niewyznaczalnych.

A. Bezpieczeństwo przy dowolnie obranym przebiegu sił

Konstruktor ma zaprojektować pewien element konstrukcyjny. Po wyborze pewnego nie ustalonego ostatecznie kształtu przyjmuje on mniej lub więcej dowolnie przebieg sił w części konstrukcyjnej niemal zawsze statycznie niewyznaczalnej i wymiaruje następnie tę część tak, aby dopuszczalne naprężenia nie były nigdzie przeliczone przy przyjętym przez niego przebiegu sił. Konstruktor stara się obrać konstrukcję dającą taki przebieg sił, aby ciężar jej był możliwie niewielki.

Dla konstruktora ważną jest zatem rzeczą opanowanie znajomości możliwych przebiegów sił (stanów równowagi). Te statyczne założenia stanowią podstawę dla przeprowadzenia każdego statycznie niewyznaczalnego rachunku.

Tego ostatniego konstruktor często zrzeka się, uzasadniając to jak następuje:

W zaprojektowanej i zwymiarowanej przez niego konstrukcji, według twierdzenia o minimum pracy odkształcenia, rzeczywista praca odkształcenia — to znaczy ta praca, która odpowiada faktycznemu przepływowi sił — jest mniejsza niż odpowiadało by przebiegowi sił założonemu. Innymi słowy naprężenia dla jakich zwymiarował on dany element konstrukcyjny posiadają w odniesieniu do całej objętości konstrukcji większą wartość średnią kwadratów naprężeń niż rzeczywiście pojawiające się naprężenia. Konstruktor, w dowolnie przez siebie obranym przebiegu sił, znajduje się zatem, przeciętnie biorąc, po stronie bezpiecznej.

Ponieważ rzeczywista wartość pracy odkształcenia jest mniejsza, niż wynikająca z obranego przebiegu sił, nadwyżki naprężeń mogą występować tylko w obszarach o małej objętości. Konstruktor musi dokładnie zbadać możliwość wystąpienia takiej nadwyżki w konstrukcji.

Musi on szczególnie:

a) unikać ostrych wcięć (karbów),

b) wzmocnić części wyraźnie słabsze w porównaniu z innymi (np. pręty wolnonośne o stosunkowo małych przekrojach),

c) zbadać, czy dla danego obciążenia zewnętrznego część konstrukcyjna wytrzyma również nieco zmieniony przebieg sił,

d) zbadać wytrzymałość konstrukcji na nieco zmienione obciążenie zewnętrzne.

To wszystko musiałby on wykonać także przy przeprowadzeniu obliczenia statycznie niewyznaczalnego.

B. Ograniczenie ciężaru oraz sztywność jako postulaty równoległe.

Jeśli konstruktor przyjmie taki przebieg sił, że jego konstrukcja będzie możliwie lekka, wtedy będzie ona również sztywniejsza niż każda inna konstrukcja, jednakowo wytężona, (t. j. o jednakowej średniej wartości kwadratów naprężeń), ale cięższa. Najmniejsza bowiem objętość oznacza przy danej średniej wartości kwadratów naprężeń — najmniejszą pracę odkształcenia, a więc również najmniejszą pracę, zatem i najmniejsze przesunięcia zadanych obciążeń zewnętrznych. Sztywność konstrukcji może być jeszcze znacznie zwiększona dzięki staraniom konstruktora, aby przy danym ciężarze otrzymać możliwie małe naprężenia. Zręczna konstrukcja jest zatem równocześnie sztywna i lekka.

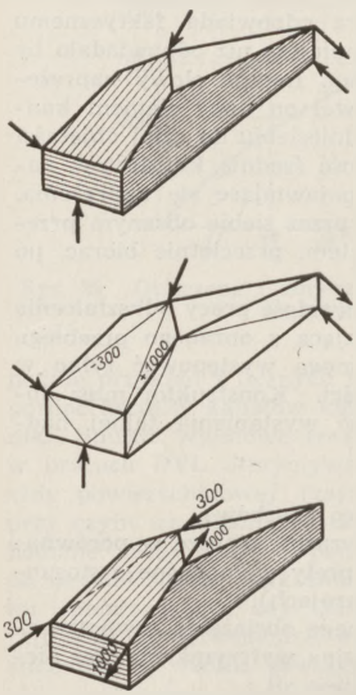
II. Zagadnienia powłokowe

A. Zagadnienia proste.

1. Powłoka płaskościenna.

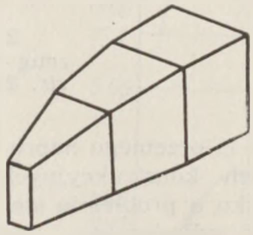
Jeżeli statycznie wyznaczalne płaskie kratownice całkowicie zamykają pewną pustą przestrzeń, wewnątrz której nie przebiega żaden pręt, to taki przestrzenny ustrój prętowy jest statycznie wyznaczalny i w zasadzie sztywny. Nazwiemy go zgodnie z A. Föppl'em p o w ł o k ą k r a t o w ą („Flechtwerk"). Jeżeli powierzchnie zamykające tę przestrzeń zastąpimy takimi ściankami płaskimi, które mogą przejmować tylko siły leżące w ich płaszczyźnie, to powstanie płaskościenna powłoka. Taka konstrukcja jest również wytrzymała na siły działające na jej krawędzie.

Dla obliczenia powłoki najlepiej jest wyznaczyć dla identycznego obciążenia zewnętrznego siły osiowe w prętach kratownicy statycznie wyznaczalnej, ograniczającej taką samą przestrzeń. Zamiast początkowego obciążenia zewnętrznego powłoki przyjmujemy wtedy, jako obciążenie—siły osiowe znalezione dla kratownicy zastępczej. Pokazane jest to dla 2-ch prętów na rys. 1. W ten sposób zagadnienie przestrzenne zostaje sprowadzone do szeregu zagadnień płaskich, w ogólności wprawdzie statycznie niewyznaczalnych (ściany płaskie są statycznie niewyznaczalne)[1]. Ze względu na tę pozostającą statyczną niewyznaczalność, powłoki takie możemy nazywać q u a s i s t a t y c z n i e w y z n a c z a l n y m i.



Rys. 1. Do obliczenia powłoki płaskościennej.

Znalezienie sił osiowych w takim ustroju prętowym (powłoce kratowej) jest najczęściej dość kłopotliwe. Jednakże istnieje szereg prac, podających sposoby przejrzystego znajdywania sił dla konstrukcji o dużej długości i przekroju najczęściej prostokątnym (kadłub, skrzydło skrzynkowe — rys. 2)[1]. Prace te częściowo dotyczą kratownic statycznie wyznaczalnych, częściowo statycznie niewyznaczalnych. Wyniki ich dadzą się zastosować do powłok płaskościennych, częściowo zaś wyprowadzone były początkowo dla powłok.


Rys. 2. Skrzynkowy kadłub samolotu.

Zastąpienie powłoki ograniczonej ścianami k r z y w y m i kratownicą jest w ogólności nie możliwe w sposób ścisły. Również obliczenie sposobem przybliżonym — przez określenie sił w prętach kratownicy zastępczej — jest bardzo uciążliwe z powodu dużej ilości prętów i częstej wichrowatości ich kierunków.

W dalszym ciągu nie będziemy się zajmować porównaniem przebiegu sił w powłokach z przebiegiem sił w kratownicach.

2. Ściskanie, zginanie, skręcanie, zginanie skrętne.

Jeśli w przekroju końcowym cienkościennego pryzmatycznego pręta (rury lub profilu otwartego) przyłożone są naprężenia normalne o rozkładzie liniowym, lub naprężenia styczne o rozkładzie, odpowiadającym liniowemu rozkładowi naprężeń normalnych (a więc zwykłemu zginaniu), wtedy dla wszystkich przekrojów wzdłuż całego pręta rozkład naprężeń stycznych jest stały. Przekroje dźwigara nie ulegają zwiększeniu. W takim wypadku nie mamy do czynienia z zagadnieniem powłokowym (rys. 3a).

Jeśli na przekrojach końcowych otwartego pryzmatycznego profilu naprężenia normalne mają roz-

---

[1]) Porównaj H. W a g n e r. Z. Flugtechn. Motorluftsch. Bd 19 (1929), str. 339.

[1]) H. R e i s s n e r. Neue Problem aus der Flugzeugstatik. Z. Flugtechn. Motorluftsch. Bd. 16 (1926), H. 18.

H. W a g n e r. Über raumliche Flugzeugfachwerke. Die Langsstabkraftmethode. Z Flugtechn. Motorluftsch. Bd. 18. (1928), str. 337. Polskie tłumaczenie w „Technicznych Nowościach Lotniczych" Nr 10 (czerwiec 1934 r.) — przyp. tłum.

E. S e y d e l. Ermittlung der Stabkrafte im Flugzeug - Fachwerk - Rumpf. Luftf. - Forschg. Bd. 5 (1929), H. 2.

H. E b n e r. Zur Berechnung raumlicher Fachwerke im Flugzeugbau. Luftf. - Forschg. Bd. 5. (1929), H. 2.

H. R ü h l. Unterschung über die Berechnung der Stabkrafte infolge Torsionsbelastung im vielfach statisch unbestimmten vierseitigen Raumfachwerk Dissertation Braunschweig 1929.

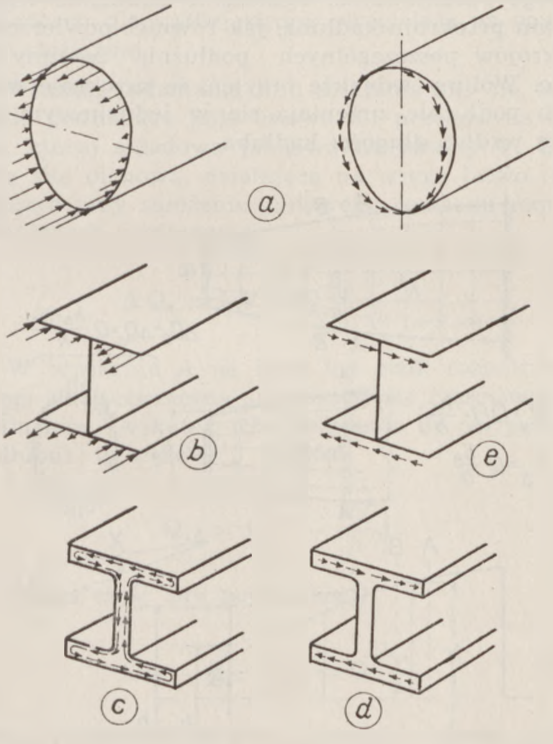
H. E b n e r. Beanspruchung kastenförmiger Flugzeugfachwerke auf Drehung. Odczyt w Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt 1933 r.

Ponadto istnieją polskie prace:

A. G r z ę d z i e l s k i. Obliczanie kadłubów kratowych. Sprawozdania I.B.T.L. Nr 3 (15), 1934.

A. G r z ę d z i e l s k i i E. K o s k o. Przykłady zastąpienia przekątni zespołem prętów w kratownicy kadłuba. Sprawozdania I.B. T.L. Nr 2 (17), 1935. (Przyp. tłum.).

kład odpowiadający zginaniu skrętnemu (rys. 3b), wtedy wypadkowa tych naprężeń jest zerem. Chodzi tu o taki układ obciążeń w okolicy końca belki, który, mimo że nie istnieje zewnętrzny moment skręcający, wywołuje skręcanie końcowego profilu i który wskutek St. Venant'owskiej sztywności na skręcanie, zanika w pewnej odległości od końca belki. W każdym przekroju belki (rys. 3c) moment naprężeń ścinających od skręcania St. Venant'a jest równy i przeciwnie skierowany do momentu naprężeń ścinających od zginania skrętnego (rys. 3d), powstających wskutek zmiany naprężeń podłużnych. W przypadku profilu o małej grubości ścianki zanik ma miejsce dopiero na znacznej odległości. Również i tutaj nie mamy do czynienia z zagadnieniem powłokowym gdyż, jak wykazuje dokładniejsza analiza, odkształcenia przekroju są drugorzędnego znaczenia. To dotyczy również przypadku, gdy na końcu otwartego profilu przyłożony jest zewnętrzny moment skręcający w sposób odpowiadający naprężeniom ścinającym od zginania skrętnego (rys. 3e).



Rys. 3. Proste przypadki obciążeń.

B. Właściwe zagadnienia powłokowe.

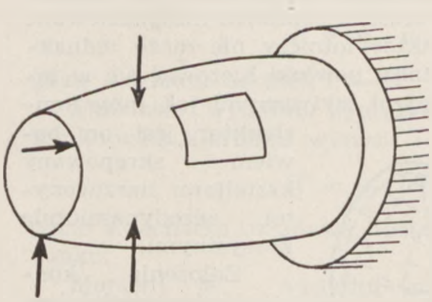
Zagadnienia powłokowe występują natomiast (rys. 4):

gdy kształt przekroju powłoki jest zmienny wzdłuż jej długości,

gdy siły poprzeczne lub podłużne w przekroju końcowym lub pośrednim mają rozkład inny niż powyżej omówiony [1]), oraz

gdy powłoka w obszarze powierzchni krzywej pokrycia posiada wykroje.

Dalsze zagadnienia nasuwa wyboczenie takich powłok siłami ściskającymi lub ścinającymi. Może chodzić przy tym o powłoki wykonane z gładkich blach; takimi powłokami są np. profile duraluminiowe lub stalowe dźwigary skrzydłowe (rys. 5). Dalej należy wziąć pod uwagę powłoki usztywnione profilami podłużnymi i poprzecznymi, stosowane jako kadłuby lub skrzydła (rys. 6).



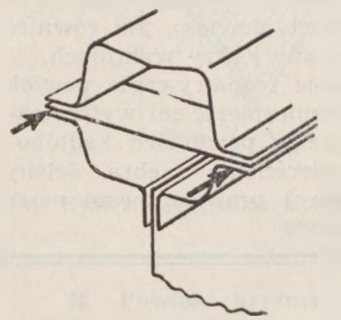
Rys. 4. Trudniejsze zagadnienia powłokowe.

Pod względem najczęstszych zagadnień nie ma zasadniczej różnicy między powłokami o ściankach płaskich i między takimi jak wyżej o powierzchni krzywej. Podane poniżej metody obliczeń itd. wyprowadzone są częściowo dla powłok o powierzchniach krzywych częściowo zaś dla powłok o powierzchniach płaskich.

III. Sposoby obliczeń

A. Teoria błonowa i teoria zginania.

W statyce powłok rozróżniamy dwa sposoby obliczeń [1]). Przy pierwszej metodzie — tak zwanej teorii błonowej powłok — zewnętrzne siły są przejmowane tylko przez naprężenia normalne i styczne, leżące w powierzchni środkowej powłoki (rys. 7). Pomija się naprężenia gnące i skręcające, zmienne w grubości ścianki powłoki. Przy takim pominięciu jest zawsze wtedy możliwy pewien przebieg sił, gdy powłoka odpowiada powłoce kratowej, t. zn. gdy krzywe części powłoki oraz ściany płaskie zamykają całkowicie pewną przestrzeń (rys. 6) i gdy w obszarze krzywej powierzchni powłoki nie działają siły skupione prostopadłe do powierzchni pokrycia powłoki ani też w samej powierzchni powłoki. Ta teoria błonowa w ogólnych przypadkach nie jest bynajmniej prosta. Zawodzi ona z góry, gdy powłoka nie zamyka całkowicie pewnej przestrzeni, gdy więc np. jak to najczęściej ma miejsce przy zwykłych prętach profilowych, nie ma przegrody końcowej, lub gdy w obszarze krzywizny powłoki znajduje się wycięcie.



Rys. 5. Dźwigar skrzydłowy.

---

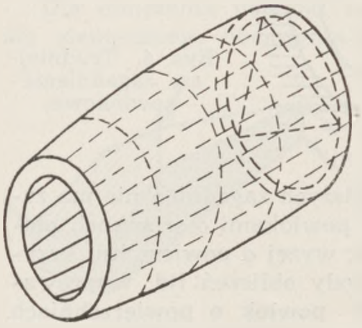
[1]) Jeśli do wręgi leżącej w części środkowej powłoki, np. pryzmatycznej wprowadzimy, za pomocą naprężeń stycznych o rozkładzie odpowiadającym zwykłej teorii zginania, siłę poprzeczną wtedy, wskutek różnego po obu stronach wręgi wydatku naprężeń ścinających, powstaje w ogólności tendencja do różnego wypaczenia (zwichrzenia) przekroju po obu stronach wręgi. Na wręgze może powstać tylko jedna określona postać wypaczenia przekroju. Wyrównanie wypaczeń przekrojów prowadzi (w podobny sposób, jak przy wprowadzeniu momentu skręcającego) w obszarze wręgi do powstania naprężeń ubocznych, których wyznaczenie przedstawia zagadnienie powłokowe; na ogół jednak te naprężenia uboczne będziemy mogli pomijać. Zagadnienia tego nie będziemy dalej rozpatrywali.

[1]) Flügge. Statik und Dynamik der Schalen. Springer Berlin 1934.

W wypadkach takich wprowadzona być musi sztywność na zginanie, ewentualnie również sztywność na skręcanie blachy powłoki albo jej usztywnień. Mówi się wtedy o teorii zginania powłok. Ta teoria zginania nie wyklucza bynajmniej w bardziej skomplikowanych przypadkach obciążeń oraz przy statycznie nieprzejrzystych ustrojach prostego obliczenia.

B. Wielkości do pominięcia.

Jak wiadomo „konstrukcje błonowe" w budownictwie osiągnęły w czasach ostatnich niespodziewane powodzenie. Konstruktor lotniczy nie może jednakże przy doborze kształtu powłoki kierować się w takim stopniu statycznymi wytycznymi jak inny konstruktor, jest on bowiem skrępowany kształtami narzuconymi, aerodynamicznie korzystnymi.

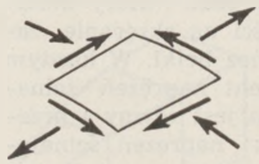


Rys. 6. Kadłub powłokowy.

Założenia konstrukcyjne powłok lotniczych muszą uwzględniać zewnętrzny kształt powłoki, dogodność konstrukcyjnego (warsztatowego) wykonania, jak również rodzaje obciążeń najczęściej występujące. Prawie wszystkie powłoki lotnicze bardzo nie wiele odbiegają od kształtu pryzmatycznego. Dopóki nie zachodzą niezwykłe warunki, można dla takiej powłoki pominąć wytrzymałość na skręcanie blachy i profilów usztywniających, tudzież wytrzymałość na zginanie usztywnień podłużnych. Pozostają zatem do uwzględnienia tylko wytrzymałość błonowa powierzchni powłokowej oraz wytrzymałość na zginanie usztywnień pierścieniowych (wręg).

Przy uwzględnieniu wytrzymałości błonowej powierzchni powłokowej oraz wytrzymałości na zginanie pierścieni prawie wszystkie powłoki okazują się elementami statycznie niewyznaczalnymi. Istnieją zatem zawsze różne możliwości przebiegu sił w tych konstrukcjach. Właśnie ta statyczna niewyznaczalność umożliwia jednak wzięcie pod uwagę specjalnie prostych przypadków przebiegu sił w konstrukcji i to zarówno w gładkich częściach powłoki, jak również w miejscach wprowadzenia siły i przy wykrojach.

W wymienionym sposobie rozpatrywania powłok lotniczych zakłada się istnienie pierścieni wytrzymałych na zginanie. Istniejące w powłokach kadłubowych lub skrzydłowych pierścienie (żebra, ściany poprzeczne, przegrody, ramy) prawie zawsze mogą przejmować występujące niewielkie momenty zginające zwykle bez specjalnych wzmocnień. Przy profilach wykonanych z gładkiej blachy całe obciążenie zginające przekrój przejmuje sama blacha profilu.

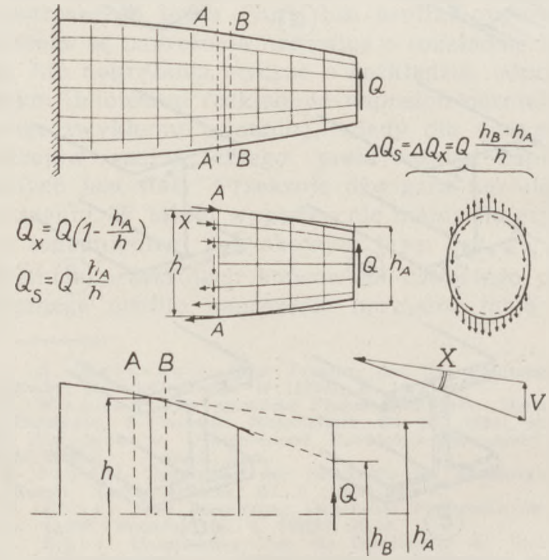


Rys. 7. Równowaga błonowa.

Przy uzasadnianiu pominięcia sztywności na zginanie podłużnic oraz sztywności na skręcanie powłoki opierałem się przede wszystkim na tym, że wpływ tych sztywności w teorii powłok płaskościennych pryzmatycznych ustępuje wobec wpływu sztywności na zginanie profilów pierścieniowych.

C. Przykład obliczenia: zginanie kadłuba samolotu.

Kadłub składa się z podłużnic, wręg (pierścieni) oraz pokrycia z blachy (rys. 8). Przekrój poprzeczny kadłuba załóżmy np. eliptyczny (por. rys. 8), chociaż specjalny kształt przekroju nie odgrywa roli dla dalszego rozumowania. Rozłożenie podłużnic wzdłuż obwodu przekroju kadłuba, jak również powierzchnie przekrojów poszczególnych podłużnic załóżmy dowolne. Wolimy jednakże przyjąć, że przekroje wszystkich podłużnic zmieniają się w jednakowym stosunku wzdłuż długości kadłuba.



Rys. 8. Zginanie kadłuba powłokowego.

Niech kadłub będzie lewym końcem zamocowany. W prawym końcu obciążamy go pionową siłą poprzeczną Q, skierowaną ku górze. Moment zginający przejmują podłużnice powłoki, przy czym możemy

przyjąć, że blacha współpracuje z nimi częściowo lub całkowicie. Linie działania sił podłużnych X przejmowanych przez podłużnicę przebiegają między dwiema wręgami (pierścieniami) prostoliniowo i tak przystają do przebiegu podłużnic, że powierzchnia zawarta między podłużnicą a linią działania siły jest równa zeru. Linie działania sił załamują się na przegrodzie.

Na rys. 8 u dołu przedstawiono przesadnie zakrzywiony kontur kadłuba; narysowano również dla górnej podłużnicy linie działania sił podłużnych dla przekroju A — na lewo i dla przekroju B — na prawo od rozpatrywanej wręgi. Te linie działania sił przedłużamy aż do linii działania siły poprzecznej obciążającej Q. To samo możemy wykonać dla najniższej podłużnicy kadłuba. Odcinki odcięte przez linie działania sił w podłużnicach najwyższej oraz najniższej na linii działania siły poprzecznej Q nazwijmy w odniesieniu do przekroju A przez h_A, zaś w odniesieniu do przekroju B przez h_B. Wysokość samej rozpatrywanej wręgi oznaczmy przez h. Dalej zakładamy, że linie działania sił we wszystkich podłużnicach dla każdej strony wręgi leżą na powierzchni stożkowej.

Wskutek załamania linii działania siły na wrędze każda podłużnica (siła osiowa X) przenosi na wręgę siłę, której składową pionową nazywamy V. Całkowitą siłę pionową, działającą na wręgę łatwo można obliczyć przy założeniu liniowego rozkładu naprężeń zginających z równania:

$$\Delta Q_x = \Sigma V = Q \frac{h_B - h_A}{h}.$$

W przekroju A na lewo tuż obok rozpatrywanej wręgi siła poprzeczna Q przenosi się częściowo przez podłużnice (wskutek ich pochylenia do osi podłużnej kadłuba); ta część Q_{xA} wynosi:

$$Q_{xA} = Q\left(1 - \frac{h_A}{h}\right).$$

Druga część siły poprzecznej:

$$Q_{SA} = Q - Q_{xA} = Q\frac{h_A}{h};$$

zostanie przeniesiona przez ścinanie w samej powłoce. Różnica sił poprzecznych w ściance

$$Q_{SA} - Q_{SB} = \Delta Q_S = Q\frac{h_A - h_B}{h}$$

w przekrojach A i B po obu stronach wręgi, pozostaje we wrędze i równoważy dokładnie obciążenie wręgi przez podłużnice. Rozkład tych sił ścinających wzdłuż obwodu pierścienia odpowiada ściśle rozkładowi naprężeń stycznych w pryzmatycznym dźwigarze zginanym o tych samych kształtach przekroju i podobnym rozkładzie podłużnic. Po obliczeniu obciążeń pierścienia wręgi cały przebieg sił w tym miejscu jest wyjaśniony.

W przykładzie tym wytrzymałość podłużnic na zginanie uwzględniliśmy tylko w takim zakresie, w jakim to było potrzebne do przekazania dalej sił podłużnych między poszczególnymi wręgami.

IV. Obliczanie praktyczne

A. Uwaga wstępna: wypadkowa stałego wydatku naprężeń ścinających.

Jeśli w płaskim przekroju I — II (rys. 9) blachy pokrycia o stałej lub zmiennej grubości ścianki s działa stały wydatek naprężeń ścinających

$$q = \tau \cdot s,$$

to siła wypadkowa tego wydatku naprężeń posiada kierunek od I do II oraz wielkość

$$R = q \cdot a,$$

gdzie a oznacza odcinek I — II.

Składowa wydatku naprężeń ścinających w jakimkolwiek kierunku wynosi

$$R' = q \cdot a'$$

gdzie a' oznacza składową odcinka a w danym kierunku.

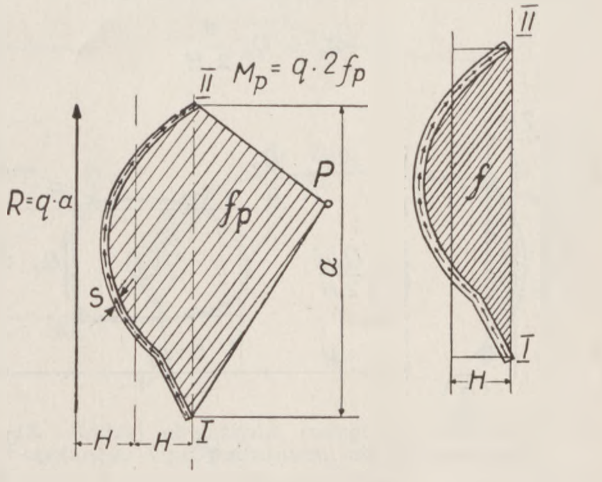
Moment M_p wydatku naprężeń ścinających względem dowolnego punktu P wynosi

$$M_p = q \cdot 2 \cdot f_p,$$

gdzie f_p jest powierzchnią ograniczoną promieniami PI i PII, oraz linią środkową przekroju ścianki o rozpatrywanym wydatku naprężeń ścinających.

Wypadkowa R wydatku naprężeń ścinających działa w odległości $2H$ od prostej I — II, jeśli H jest średnią wysokością powierzchni f, zamkniętej między linią wydatku naprężeń ścinających a prostą I — II

$$H = \frac{f}{a};$$



Rys. 9. Wypadkowa stałego wydatku naprężeń ścinających.

B. Powłoki pryzmatyczne o kilku pasach.

Na rys. 10 przedstawiono przekroje poprzeczne kilku powłok pryzmatycznych. Powłoki te posiadają niewielką ilość pojedyńczych pasów. Powierzchnię przekroju ścianki zakładamy małą w porównaniu do powierzchni przekroju pasa; przyjmujemy, że występujące siły podłużne będą przejmowane tylko przez pasy. Z tego wynika, że w każdej ograniczonej dwoma pasami ściance (w każdym przekroju poprze-

cznym dźwigara) wydatek naprężeń ścinających q jest stały.

Pasa nie ma — jedna ścianka (rura).

Przekrój taki może przejmować tylko momenty skręcające.

Jeden pas — jedna ścianka (rura).

Taki przekrój może przenieść tylko moment skręcający oraz siłę podłużną w pasie.

Dwa pasy — jedna ścianka (profil otwarty).

Dźwigar może przejmować siły podłużne leżące w płaszczyźnie obu pasów. Poza tym dźwigar (rys. 10a) może przejmować siły poprzeczne Q_0 działające równolegle do płaszczyzny pasów i których odległość od tej płaszczyzny wynosi $2H$. Wywołany siłą poprzeczną wydatek naprężeń ścinających wynosi

$$q = \frac{Q_0}{a}$$

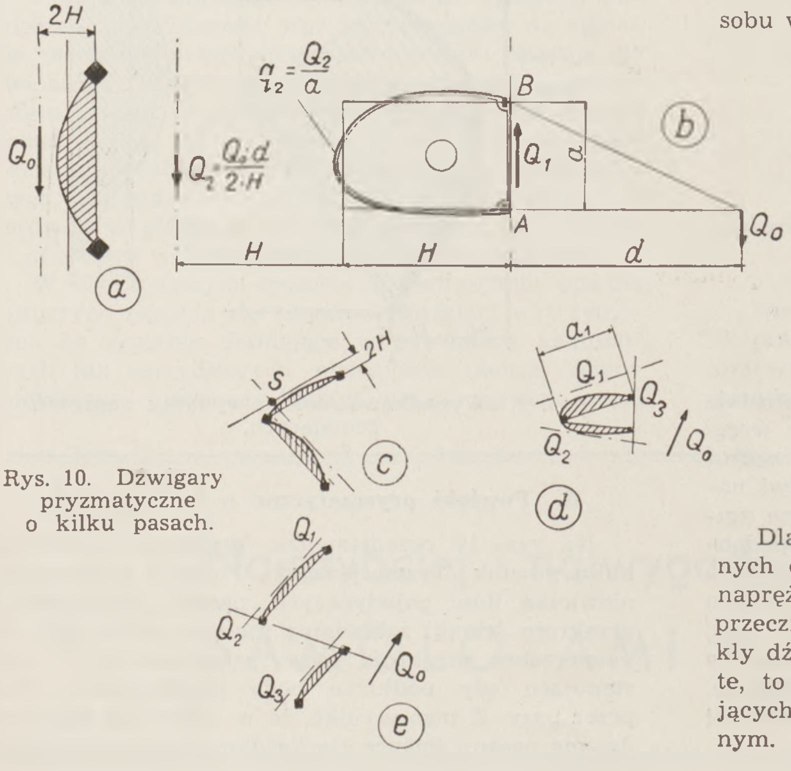
gdzie a jest odległością środków ciężkości pasów.

Dwa pasy — dwie ścianki (rura) (rys. 10b).

Konstrukcja taka może przenosić siły podłużne leżące w płaszczyźnie obu pasów; dalej może ona przejmować siły poprzeczne Q_0 leżące w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny pasów i działające w dowolnej od nich odległości.

Aby znaleźć wydatki naprężeń ścinających, określamy przede wszystkim dla każdej ścianki linie działania wydatku naprężeń ścinających, rozkładając przy tym zewnętrzną siłę poprzeczną Q_0 na dwa równolegle do niej kierunki działania; np.

$$Q_2 = Q_0 \frac{d}{2\,H}$$



Rys. 10. Dźwigary pryzmatyczne o kilku pasach.

Wydatek naprężeń ścinających w lewej ściance krzywej wyniesie wtedy

$$q_2 = \frac{Q_2}{a}$$

Trzy pasy — dwie ścianki (profil otwarty) (rys. 10c).

Dźwigar ten przejmować może dowolne siły podłużne. Dalej może on przejąć każdą siłę (siłę poprzeczną) o dowolnym kierunku przechodzącą przez (rys. 10c) środek sił ścinających S. Punkt ten znajduje się jako punkt przecięcia wypadkowych sił ścinających obu ścianek (odległość $2H$ od płaszczyzn pasów).

Trzy pasy — trzy ścianki (rura) (rys. 10d).

W płaszczyźnie przecięcia (przekroju poprzecznym) tej konstrukcji działa sześć (wewnętrznych) sił: trzy siły pasowe oraz wypadkowe sił ścinających trzech ścianek. Ponieważ rozłożenie pewnej siły na sześć kierunków w przestrzeni jest jednocześnie określone, taka konstrukcja może (w przeciwieństwie do poprzednio podanych przykładów) przejąć i przekazać dalej każdą dowolną siłę zewnętrzną.

Aby obliczyć wywołane przez zewnętrzną siłę poprzeczną Q_0 wydatki naprężeń ścinających, rozkładamy siłę Q_0 na trzy wypadkowe siły ścinające Q_1 Q_2 i Q_3. Wtedy wydatek naprężeń ścinających np. q_1, wyniesie:

$$q_1 = \frac{Q_1}{a_1}.$$

Cztery pasy — trzy ścianki (profil otwarty) (rys. 10e).

Taka konstrukcja jest już statycznie niewyznaczalna. Przyjmujemy, że jest ona jednym końcem zamocowana. W innych miejscach zakładamy, że wypaczenie przekroju nie doznaje przeszkód. Siły w pasach wywołane pewną siłą podłużną zależą od sposobu wprowadzenia tej siły. Przy obciążeniu siłą poprzeczną Q_0, rozkładamy ją w przekroju przez nią obciążonym na wypadkowe siły ścinające dla trzech ścianek. Następnie każdą ściankę ograniczoną dwoma pasami traktujemy ze względu na przypadającą na nią siłę poprzeczną tak, jak gdyby była ona dźwigarem zginanym (wg rys. 10a) istniejącym samodzielnie. Otrzymamy wtedy siły w pasach. W pasach, które ograniczają jednocześnie po dwie ścianki, występuje jako ostateczna siła pasowa, suma tak otrzymanych składowych sił w pasach.

Wiele pasów — wiele ścianek.

Dla takich wielokrotnie statycznie niewyznaczalnych dźwigarów zginanych przyjmujemy zwykle, że naprężenia podłużne rozłożone są w przekroju poprzecznym liniowo; obliczamy taki dźwigar jako zwykły dźwigar zginany. Jeśli chodzi o przekroje otwarte, to obciążenia pochodzące od momentów skręcających obliczamy zgodnie z nauką o zginaniu skrętnym.

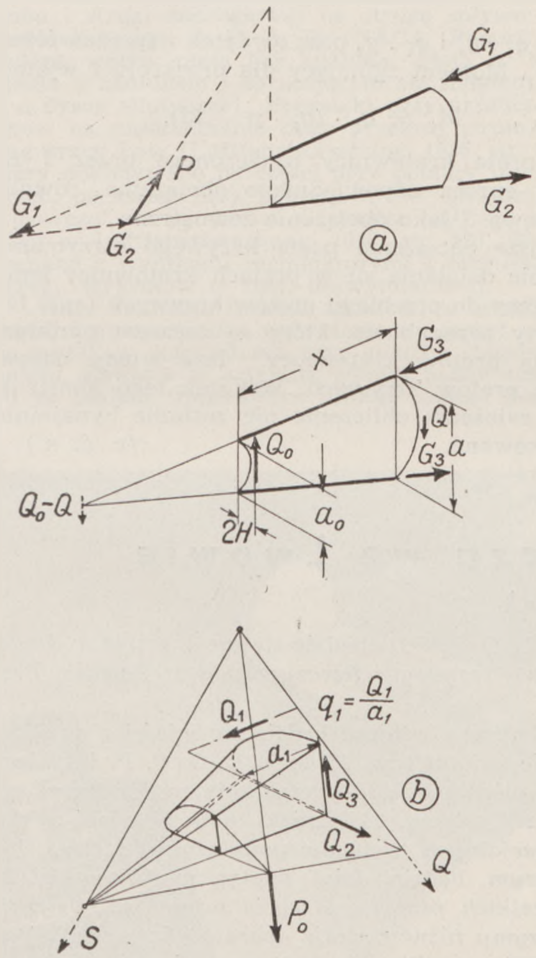
W obu poprzednich przykładach przeprowadzenie obliczeń według teorii zginania (określenia środka ciężkości przekroju głównych osi bezwładności itd), było by znacznie dłuższe niż omówiony sposób.

C. Powłoki stożkowe o kilku pasach.

Możemy ograniczyć się do omówienia niewielu przykładów.

Dwa pasy — jedna ścianka (profil otwarty).

Dźwigar (rys. 11a) może przejmować siły podłużne, leżące w płaszczyźnie obu pasów i przechodzące przez punkt przecięcia się obu pasów. Dalej dźwigar ten może przenosić siły poprzeczne Q_0, działające równolegle do płaszczyzny pasów (rys. 11a) i znajdujące się, w przekroju do którego są przyłożone, w odległości $2H$ od płaszczyzny pasów.



Rys. 11. Powłoki stożkowe o kilku pasach.

Wydatek naprężeń ścinających wywołanych siłą poprzeczną wynosi w punkcie przyłożenia tej siły poprzecznej:

$$q = \frac{Q_0}{a_0}.$$

Dla jakiegoś innego miejsca x część zewnętrznej siły poprzecznej będzie przejęta przez dwie siły pasowe przecinające się pod pewnym kątem; pozostała część siły

$$Q_0 = \frac{a_0}{a}$$

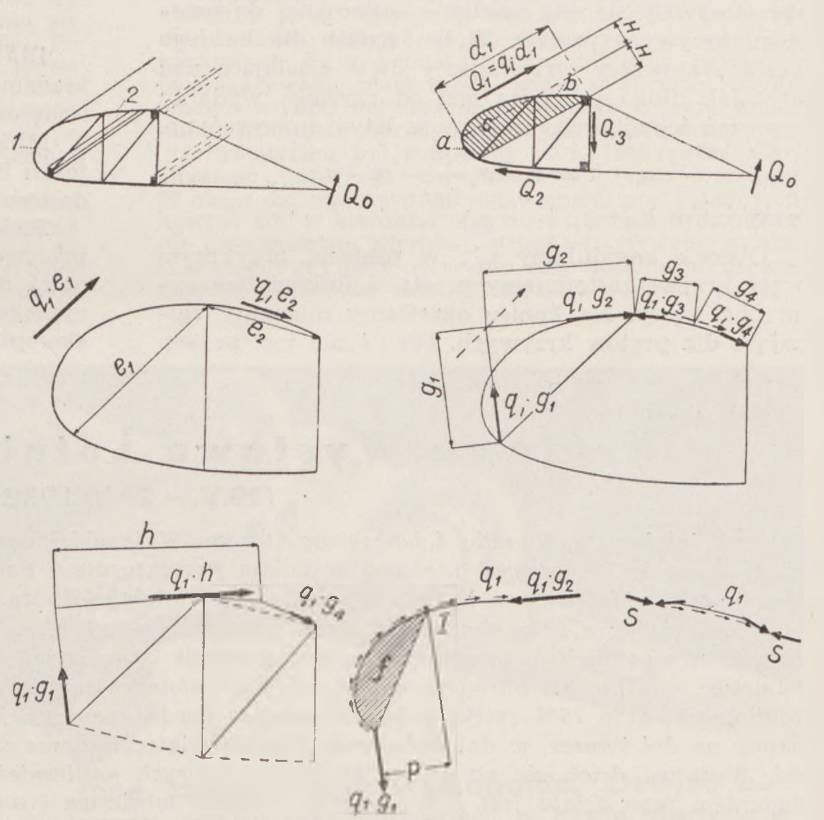
wywołuje w tym miejscu wydatek naprężeń ścinających q

$$q = Q_0 \frac{a_0}{a^2}$$

Trzy pasy — trzy ścianki (rura). (rys. 11b).

Aby obliczyć siły wewnętrzne wywołane w pewnym przekroju, najlepiej jest rozłożyć siłę P_0 na przechodzącą przez wierzchołek stożka siłę S i na siłę Q leżącą w płaszczyźnie przekroju poprzecznego.

Siła S daje trzy siły pasowe; nie obciąża ona ścianek. Siłę Q rozkładamy na trzy wypadkowe siły ścinające. Te trzy wypadkowe siły ścinające zmieniają swą wielkość wzdłuż dźwigara w stosunku odwrotnym do wysokości ścianek.



Rys. 12. Rodzaj obciążenia przegrody końcowej wywołanego wprowadzeniem siły poprzecznej.

D. Przykład: obciążenie przegrody końcowej przez wprowadzenie siły poprzecznej.

Dźwigar składa się z trzech pasów i trzech ścianek (rys. 12) Do przegrody końcowej zostaje wprowadzona siła poprzeczna Q_0. Szukane są siły wewnętrzne w tej przegrodzie.

Wyznaczamy wypadkowe siły ścinające Q_1, Q_2, Q_3 w trzech ściankach i trzy wydatki naprężeń ścinających q_1, q_2, q_3; np.

$$q_1 = \frac{Q_1}{d_1}$$

[1]) Kierunek siły „poprzecznej" nie jest przez to jeszcze zupełnie jednoznacznie określony. Płaszczyzna przekroju poprzecznego dźwigara, w której działa siła, może być ustawiona np. prostopadle do pasa górnego lub np. do pasa dolnego. Odpowiednio do tej niepewności występują wskutek siły poprzecznej również naprężenia podłużne w ściance. Jednakże, dopóki siła poprzeczna występuje w płaszczyźnie, mniej więcej prostopadłej do długości dźwigara, naprężenia te są małe i bez znaczenia w porównaniu z naprężeniami ścinającymi.

Te wypadkowe siły ścinające zakładamy jako siły zewnętrzne dla myślowo wyodrębnionej przegrody.

Teraz wyznaczamy obciążenia węzłowe. Zakładamy, że węzły nie będą przejmowały momentów gnących (przeguby). Wydatki naprężeń ścinających rozdzielamy na leżące między poszczególnymi węzłami części ścianek; np.

$$q_1 \cdot d_1 = q_1 \cdot e_1 +\!\!\!\!\rightarrow q_1 \cdot e_2$$

Ponieważ $d_1 = e_1 +\!\!\!\!\rightarrow e_2$, więc takie składowe siły wydatku naprężeń ścinających mają się do siebie zawsze tak, jak odpowiadające im geometryczne wymiary przegrody. Postępujemy więc z tymi wymiarami tak, jak z siłami.

Te składowe siły przenosimy obecnie do węzłów; np.

$$q_1 \cdot e_1 = q_1 \cdot g_1 +\!\!\!\!\rightarrow q_1 \cdot g_2$$

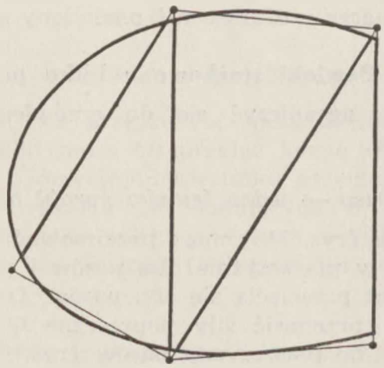
(przy czym $e_1 = g_1 + g_2$)

To rozłożenie jest samo w sobie jednokrotnie statycznie niewyznaczalne; linie g_1 i g_2 obieramy tak, aby stosowały się one możliwie najbardziej do przebiegu krzywych prętów. W ten sposób dla każdego węzła kratownicy otrzymujemy dwie działające nań siły. Jak długo pochodzą one od czystego wydatku naprężeń ścinających, możemy je łatwo sumować; np.

$$q_1 \cdot h = q_1 \cdot g_2 +\!\!\!\!\rightarrow q_1 \cdot g_3;$$

(przy czym $h = g_2 +\!\!\!\!\rightarrow g_3$).

Obecnie znajdujemy siły w prętach, przy czym pręty krzywe zastępujemy prostymi liniami łączącymi oba węzły. Na koniec określamy momenty zginające dla prętów krzywych. Pręt *1* nie jest prętem kratownicy; nie posiada on zatem siły prętowej. Przykładamy do niego—jako obciążenie zewnętrzne—



Rys. 13. Korzystniejszy układ kratownicy w przegrodzie końcowej.

obie siły $q_1 \cdot g_1$ i $q_1 \cdot g_2$ oraz wydatek naprężeń ścinających q_1. Moment zginający dla przekroju *I* wynosi:

$$M_g = q_1 \cdot (g_1 \cdot p - 2f).$$

Dla pręta kratownicy oznaczonego przez *2* zakładamy oprócz odpowiedniego obciążenia, również i siłę osiową *S* jako obciążenie zewnętrzne.

Mniejsze obciążenie pręta krzywego otrzymamy, jeżeli linie działania sił w prętach kratownicy lepiej dostosujemy do przebiegu prętów krzywych (rys. 13).

Punkty przegubowe, które są zarazem punktami przecięcia prętów kratownicy, leżą wtedy nazewnątrz od prętów krzywych. Wskutek tego konstrukcyjnego założenia obliczenie nie zostanie bynajmniej skomplikowane. *(c. d. n.)*

Krajowa Wystawa Lotnicza we Lwowie

(29.V. – 29.VI.1938 r.)

Z inicjatywy Zarządu Lwowskiego Okręgu Wojewódzkiego L. O. P. P. odbędzie się we Lwowie w dniach od 29 maja do 29 czerwca b. r. pod Wysokim Protektoratem Pana Prezydenta Rzeczypospolitej Polskiej Prof. Dra Ignacego Mościckiego i Marszałka Edwarda Śmigłego-Rydza.

Ta pierwsza w swoim rodzaju i na wielką skalę zakrojona impreza lotnicza będzie się mieściła na Placu Targów Wschodnich, a organizowana jest z okazji 20-lecia polskiego lotnictwa, 15-lecia L. O. P. P. i 10-lecia lotnictwa sportowego. Zarówno wystawcy, jak i zwiedzający będą mieli możność korzystania ze znacznych ulg kolejowych, a to 75% zniżki indywidualnej w drodze powrotnej z Wystawy, 66% zniżki indywidualnej w obie strony na dni imprez, w dni świąteczne i przedświąteczne, oraz specjalnych pociągów popularnych z całej Polski. Wystawa dzieli się na osiem działów, z których najliczniejszym będzie dział ogólny w Pałacu Sztuki. Zadaniem tego działu jest zobrazowanie rozwoju lotnictwa i wszelkich przejawów życia lotniczego. Ujrzymy zatem plastycznie zilustrowaną historię lotnictwa w Polsce, ujrzymy różne rodzaje aparatów lotniczych i ich modele i obserwować będziemy mogli usługi jakie lotnictwo oddaje cywilizacji, kulturze, obronie państwa, medycynie i komunikacji.

Obficie reprezentowany będzie nasz przemysł lotniczy. Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych bierze bardzo intensywny udział w Wystawie, organizując grupę, w której wystąpią też Państwowe Zakłady Lotnicze, Wytwórnia Balonów i Spadochronów w Legionowie, Doświadczalne Warsztaty Lotnicze (R. W. D.), Podlaska Wytwórnia Samolotów i szereg innych.

Interesująco przedstawiać się będzie grupa filatelistyki lotniczej, a także i stoisko fotografiki lotniczej, połączone z konkursem fotografiki. Wśród licznych działów na plan pierwszy oczywiście wybija się dział L. O. P. P., lotnictwa wojskowego, komunikacji lotniczej, wreszcie działy naukowy oraz prasy i literatury lotniczej, w którym nie zabraknie i „Techniki Lotniczej".

W czasie trwania Krajowej Wystawy Lotniczej odbędzie się cały szereg ciekawych imprez, jak skoki z wieży spadochronowej na boisku „Czarnych", pokaz masowych skoków spadochronowych z samolotów, zawody balonów wolnych, meeting lotniczy, różne konkursy, koncerty i t. p.

„Technika Lotnicza", w zrozumieniu doniosłości tej pierwszej w swym rodzaju imprezy dla rozwoju i propagandy lotnictwa, poświęca niniejszy swój numer Krajowej Wystawie Lotniczej we Lwowie.

Przegląd czasopism technicznych

Aerodynamika

Badanie spływu za płatem trapezowym z kadłubem i obracającym się śmigłem. H. Muttray. Autor nawiązuje do swych poprzednich badań (Luftfahrtforschung, 1935, str. 28) nad płatami o obrysach, prostokątnym i eliptycznym, które miały na celu swierdzenie wpływu wymiarów i kształtu samego płata na ukształtowanie się strugi spływu. Prace te wykazały znaczną zależność t. zw. współczynników spływu od rozkładu obciążenia. Nowe doświadczenia przeprowadzono na dwóch modelach dolnopłatów o rozpiętości 1 m. Przy płacie podstawowym o obrysie trapezowym i z częścią środkową cylindryczną, zmieniono tylko kadłub, stosując raz kadłub „kanciasty" bez łagodnych aerodynamicznych przejść z kadłuba na płat, drugim razem — kadłub „idealny", dopasowany do opływu danego profilu (Nr 747 Göttingen).

Celem doświadczeń było stwierdzenie wpływu kadłuba i strugi zaśmigłowej na strugę spływu. Śmigło lewobieżne typu S_1 F_2 A_1 P_1 (NACA Report nr 441). Badano wpływ płata bez kadłuba, płata z kadłubem i płata z kadłubem i obracającym się śmigłem w tunelu o dyszy eliptycznej. Poprawki przy przeliczeniu wyników na nieskończenie duży przekrój strumienia według pracy Lotz (Luftfahrtforschung, 1935, str. 250). Pomiary dokonywano po części przy pomocy nitek jedwabnych, po części przy pomocy t. zw. „przyrządu dwupalcowego" do pomiarów w strudze spływu, opisanego bliżej w Luftfahrtforschung, 1938, str. 123. Wyniki porównano z wynikami rachunkowymi i rozmieszczono w szeregu wykresów w skali bezwymiarowej.

Autor analizuje rozkład szybkości w strudze zaśmigłowej i przeprowadza rozważania na temat zastosowania wyników doświadczeń przy analizie stateczności samolotu. Zawarte w artykule wyniki badań strugi spływu za płatem trapezowym ujmuje autor dość dokładnie we wzór analityczny, wyprowadzony dla powierzchni wirowej nie zawiniętej na brzegach i z uwzględnieniem obsunięcia się tejże.

Okazuje się, że przy porównaniu cech stateczności obu zbadanych modeli, przy tej samej biegunowej „na pełnym gazie", lepsze właściwości wykazuje płat z kadłubem „kanciastym"; brano przy tym w rachubę samolot o normalnej budowie, a więc z usterzeniem sztywnie związanym ze skrzydłem. Stoi to w związku z odmienną zależnością przebiegu średniego kąta spływu od wysokości położenia usterzenia względem skrzydła.

Stateczność znacznie wzrasta przy założeniu, że usterzenie poziome jest związane z opływem. Dalszy wzrost stateczności można przewidzieć tam, gdzie podczas zmiany kąta natarcia, zarówno usterzenie, jak też układ kadłub + struga zaśmigłowa pozostaje związany z opływem (np. przez zmianę kąta zaklinowania płata względem kadłuba). Następuje spis literatury przedmiotu. Luftfahrtforschung, 20.III.1938, str. 101 — 122, 69 rys.

Badanie zmian kierunku strugi zaskrzydłowej za pomocą t. zw. „przyrządu dwupalcowego". H. Muttray.

Wyznaczanie w tunelu punkt za punktem zmiany kierunku strugi spływu w obszarze opływu za skrzydłami modelu odbywa się przy pomocy t. zw. sond kierunkowych. Są to pomiary bardzo dokładne, polegające na wskazywaniu przez sondę ciśnień w strudze. Artykuł omawia wyniki doświadczeń z różnego rodzaju sondami w Instytucie Aerodynamicznym w Getyndze.

Prototypem był stosowany w r. 1928 przez Christianiego „przyrząd dwuotworowy": rura o średnicy 20 mm z dwoma otworami ustawionymi pod kątem środkowym 60° w kierunku opływu i z włączonym między nie manometrem. Kierunek strugi odczytywano na skali w chwili gdy przy obracaniu rury dookoła jej osi manometr wskazywał zero. Przyrząd ten dawał pomiary

niedokładne, z powodu dużej odległości otworów pomiarowych, zwłaszcza w niejednostajnym prądzie powietrza, zakłóconym znacznymi zmianami ciśnień i prędkości w kierunku poprzecznym do kierunku opływu.

Lepszą okazała się t. zw. „sonda dwupalcowa" do badania strugi spływu: dwie ustawione do siebie pod kątem prostym rurki Pitota. Najbardziej dokładne pomiary dała sonda, której otwory wpustowe rurek leżały nie jeden obok drugiego, lecz jeden tuż nad drugim. W strefie wirów zaskrzydłowych i ten przyrząd nie daje jednak dokładnych wyników; po ustaleniu rozkładu szybkości w strudze spokojnej, trzeba wówczas dla obszaru zakłóconego wyniki interpolować.

Erfahrungen mit dem „Zweifinger-Abwindmessgerät" bei Strömungsrichtungsmessungen. Luft. - Forsch., marzec 1938 nr. 3; str. 123 — 124, 5 rys.

Wyznaczanie ogniska profilu. M. J. Thompson. — W wielu krajach, przy podawaniu wyników badań doświadczalnych profilów lotniczych, odnosi się moment do „ogniska" profilu, zwanego niekiedy „środkiem aerodynamicznym". Punkt ten jest określony w ten sposób, że współczynnik momentu względem niego jest stały póki zależność między współcz. momentu a współcz. siły nośnej jest liniowa. Artykuł podaje prostą metodę wyznaczania ogniska profilu z pomiarów aerodynamicznych. Na przykładzie pokazano takie przeliczenie dla profilu Clark Y.—Journal of the Aeronautical Sciences. February, 1938, str. 138—140, 3 rys., 2 tabl.

Wytrzymałość

Niestateczność konstrukcji skorupowych, poddanych czystemu zginaniu. N. J. Hoff. Autor rozpatruje konstrukcje skorupowe w kształcie walców kołowych z cienkiej blachy, usztywnionych wręgami poprzecznymi i dużą ilością listew podłużnych. Niestateczność tego rodzaju konstrukcji ujawnia się w trzech postaciach: jako pofałdowanie blachy między elementami usztywniającymi (wręgami, listwami podłużnymi); jako spłaszczenie konstrukcji (owalizacja przekrojów); jako miejscowe wyboczenie skorupy na skutek wyboczenia podłużnicy łącznie z sąsiednimi wręgami.

Pierwsza postać niestateczności została zbadana m. inn. przez Karmana, Cox, Marguerre'a i Wagnera; autor ogranicza się do zestawienia teoretycznych i doświadczalnych danych, otrzymanych przez tych ostatnich. Pożyteczne dla konstruktorów są, zebrane na jednym rysunku, wykresy, które wymienieni wyżej autorzy polecają stosować przy ustalaniu szerokości pokrycia, współpracującego z podłużnicami. Dość obszernie omówiona jest metoda praktycznego obliczania siły, jaką może przenieść zespół, złożony z podłużnicy i pokrycia. W zastosowaniu do konkretnych przykładów, metoda ta dała dobrą zgodność z danymi doświadczeń Lundquista w Inst. Techn. w Massachusets.

W drugiej części pracy autor wykazuje, że przebieg spłaszczenia konstrukcji skorupowej i rury cienkościennej jest analogiczny. Jednakże okazuje się, z porównania maksymalnej wartości t. zw. stopnia spłaszczenia kadłubów skorupowych, stosowanych w lotnictwie, oraz krytycznej wartości stopnia spłaszczenia (gdy występuje utrata równowagi), że z tą postacią niestateczności nie ma potrzeby się liczyć przy projektowaniu kadłubów. Mimo to tendencja do owalizacji przekrojów przy gięciu nie może być pomijana, gdy chodzi o obliczenie wręg. Te ostatnie w pewnych przypadkach ulegają silnemu obciążeniu; np. w przeliczonym przez autora przykładzie wręgi duralowej, naprężenie we wrędze wynosiło przeszło 1000 kg/cm².

Najbardziej interesującą częścią artykułu jest opracowana przez autora teoria miejscowego wyboczenia skorupy. Zjawisko to było dotychczas rzadko obserwowane, jednak, jak sądzi autor, ta postać niestateczności będzie się ujawniać częściej, gdy konstrukcje kadłubów będą lżejsze. W istniejących kadłubach skorupowych zniszczenie konstrukcji następuje zazwyczaj przez wyboczenie najbardziej obciążonej podłużnicy, zwłaszcza gdy podłużnic jest dużo, a więc przekroje ich są małe. Zmniejszenie smukłości podłużnic przez częstszy rozstaw wręg, zmusza z kolei do zmniejszenia sztywności wręg, z uwagi na lekkość konstrukcji. W granicznym wypadku otrzymuje się dość wątły ruszt, usztywniający pokrycie, a poszczególne podłużnice zachowują się jak pręty, oparte na łatwo odkształcalnych podporach; wyboczenie podłużnicy pociąga za sobą równocześnie wyboczenie sąsiednich wręg. Autor podaje następujący wzór dla naprężenia krytycznego w podłużnicy:

$$p_{kr.} = \pi^2 \cdot E/(\lambda L/i)^2$$

gdzie L jest rozstawem wręg, i — promieniem bezwładności przekroju podłużnicy, a λ — współczynnikiem długości, będącym funkcją t. zw. współczynnika konstrukcji (zależnego od wymiarów konstrukcji). Dla poparcia swej teorii autor przeprowadził serię doświadczeń i otrzymał istotnie wyboczenia skorupy, odpowiadające przewidywanym miejscowym wyboczeniom, przy czym wartość naprężenia krytycznego okazała się o 1/3 większa od wartości teoretycznej.

Artykuł Hoffa można polecić konstruktorom i tym wszystkim, którzy pragną zapoznać się z całokształtem zagadnień, związanych z niestatecznością konstrukcji skorupowych.

The Journ. of the Royal Aer. Society. April, 1938, str. 291 — 346, 26 rys.

Silniki

Czynniki charakterystyczne działania silników. P. Valroger. Nie tak dawno zostały wydane następujące francuskie normy, dotyczące silników lotniczych:

Air 0251 — nowe warunki prób silników lotniczych.
„ 6100 — definicje czynników charakterystycznych działania silników.
„ 6101 — wzory korekcyjne.
„ 2011 — ogólne warunki techniczne silników.

Na tle tych norm autor obszernie omawia proces badania silnika wyjaśniając dodatkowo definicje i warunki, które są podstawą tego badania. Normy powyższe zawierają następujące charakterystyczne zmiany: moc silnika lotniczego wyraża się w kilowatach; średnie ciśnienie efektywne oraz ciśnienie ładowania wyraża się w „piezach" (symbol pz, pièze), przy czym 760 mm Hg = 101,3 pz; moment obrotowy silnika wyraża się w jednostkach mètres-sthènes (m sn), przy czym 1 kgm = 0,98 mètre-centisthène.

W poszczególnych rozdziałach artykułu są szczegółowo omówione kolejno: zasady ogólne badania silnika, stan pracy silnika (régime) i czynniki, które ten stan pracy charakteryzują, nominalne stany pracy silnika, dobór głównych czynników charakterystycznych działania silnika i wreszcie użytkowanie silnika na samolocie. Jako główne czynniki charakterystyczne działania silnika są przyjęte: obroty wału wykorbionego silnika, ciśnienie ładowania i temperatury silnika. Wprowadzenie temperatur do tekstu oficjalnego (norm) jest rzeczą nową. Nominalne stany pracy silnika są: przy ziemi, na wysokości, na mocy maksymalnej, z momentem obrotowym maksymalnym i przy nadobrotach. Omówiony jest dobór każdego z głównych czynników charakterystycznych działania silnika do poszczególnych nominalnych stanów pracy silnika.

Na zakończenie swojej pracy autor wyraża nadzieję, że zbierając i precyzując warunki, które są podstawą prób i użytkowania silników, — wykonał pracę pożyteczną. Cel będzie osiągnięty, jeżeli sprecyzowane dane pozwolą usunąć wszelkie dwuznaczności w stosunkach pomiędzy przemysłem, a organami kontroli. L'Aéronautique Janvier i Février 1938, Bulletin „L'Aérotechnique".

Śmigła

Śmigła o zmiennym skoku z drewnianymi łopatkami. Śmigła drewniane, początkowo stosowane powszechnie, zostały następnie prawie zupełnie wyparte przez śmigła metalowe. Konstruktorzy i wytwórcy śmigieł drewnianych nie dali jednak za wygraną. I, dzięki opracowaniu przez nich sposobu uodporniania powierzchni drewnianych śmigieł przez pokrywanie jej warstwą nitrocelulozy i wtłaczanie następnie tego preparatu w pory drzewa przy pomocy ściśnionego powietrza (patent f-my Schwarz, Berlin), oraz dzięki wynalezieniu przez Samsonowa metody ulepszania drzewa, stało się możliwe budowanie śmigieł drewnianych dla samolotów współczesnych, przy czym rozpoczęto rów-

nież budowę śmigieł o zmiennym skoku z łopatkami drewnianymi.

Przebieg procesu ulepszającego Samsonowa jest następujący: po wysuszeniu drewno podlega impregnacji żywicą, będąc przepuszczane między walcami, w postaci arkuszy. Następnie zostaje poddane, w postaci bloków, złożonych z tych arkuszy, ściskaniu i ogrzewaniu w prasach hydraulicznych. Wskutek jednoczesnego działania prasowania i ogrzewania, żywica wnika w pory drzewa.

Dzięki temu procesowi wzrasta znacznie wytrzymałość drewna, osiągając średnio 2800 kg/cm² przy rozciąganiu, 1750 kg/cm² przy ściskaniu (włókna zwierzchnie) i 420 kg/cm² przy ścinaniu (wzdłuż włókien). Ciężar właśc. tak ulepszonego drewna wzrasta mniej więcej dwukrotnie, w porównaniu z drewnem normalnym (używane są buk i brzoza).

Po opuszczeniu pras bloki są cięte na deski. Ścięte ukośnie krawędzie tych desek skleja się z podobnie ściętymi krawędziami desek z drewna normalnego. Następnie deski takie, złożone częściowo z drewna ulepszonego, częściowo z drewna normalnego, skleja się między sobą, otrzymując w ten sposób bloki, gotowe do obróbki.

Wykonana z takiego bloku łopatka posiada pióro z drewna normalnego, czop zaś z drewna ulepszonego. Dzięki temu osiąga się większą wytrzymałość łopatki w przekrojach, narażonych na większe obciążenia, przy zachowaniu maksymalnej lekkości całości łopatki. Ponad to umożliwia to dostatecznie mocne osadzenie czopa w mankiecie stalowym, wreszcie — pozwala budować piasty lżejsze, wskutek przesunięcia środka ciężkości łopatek ku osi obrotu śmigła, i zmniejszenia tym samym sił odśrodkowych.

Na czopie łopatki nacięty zostaje gwint, na który nakręca się stalowy mankiet, służący do połączenia łopatki z piastą. Dla usunięcia luzu między mankietem a czopem wstrzykuje się między te elementy cement, który, zwiększając swą objętość w miarę wiązania się, wypełnia przestrzeń między czopem a mankietem. Przejście między czopem a krawędzią mankieta osłonięte zostaje pierścieniem gumowym.

Główną zaletą śmigieł tego rodzaju jest ich lekkość. Zysk na ciężarze wzrasta z mocą silników: przy silnikach obecnie używanych wynosi około 35% w porównaniu ze śmigłami całkowicie metalowymi; przy silnikach niedalekiej przyszłości, o mocach rzędu 2000 KM, wyniesie, według obliczeń specjalistów, około 50%. Drugą poważną zaletą takich śmigieł jest odporność na zmęczenie oraz samotłumienie drgań.

W Anglii śmigła takie, wg licencji firmy Schwarz, wyrabia wytwórnia Airscrew Co, Ltd. Weybridge.

Flight, February, 1938.

Kronika Związku Polskich Inżynierów Lotniczych

KOMUNIKAT ZARZĄDU Nr 4/38

Komisja Wydawnicza:

Komisja Wydawnicza ukonstytuowała się jak następuje:

Przewodniczący: kol. L. Kwaśniak

Członkowie:

Delegat Z. P. P. L.: kol. Z. Arnd
Ref. Aerodynamiki: kol. L. Łabuć
„ Obliczeń Płatowców: kol. A. Grzędzielski
„ Konstrukcji Płatowców: kol. St. Rogalski
„ Silników: kol. J. Jacuński
„ Warsztatowy i Materiałozn.: kol. A. Pirowski
„ Wyposażenia: kol. J. Pawlikowski
„ Uzbrojenia: kol. R. Hirszbandt
Redaktor „Techniki Lotniczej“: kol. J. Tuszyński
Sekretarz Komisji: kol. T. Tarczyński

Komisja Odczytowa:

Komisja Odczytowa ukonstytuowała się w składzie:
Przewodniczący: kol. J. Bukowski

Członkowie:

Kier. Sekcji Płatowcowej: kol. F. Misztal
„ „ Silnikowej: kol. W. Strzeszewski
„ „ Wyposażenia: kol. R. Suryn
„ „ Uzbrojenia: kol. R. Hirszbandt
„ „ Warsztatowej: kol. O. Bobrowski

10-lecie Z.P.I.L. — Referaty zjazdowe

W roku bieżącym Z.P.I.L. obchodzi dziesięciolecie swego istnienia. W związku z przewidzianym z tej okazji zjazdem na jesieni b. r., Komisja Odczytowa zwraca się z prośbą do Kolegów, którzy mogli by w ramach zjazdu wygłosić referaty o charakterze przyczynkowym lub ogólnym, o zgłoszenie tematów do 15-go czerwca br. bezpośrednio na ręce członków Komisji lub też do Sekretariatu Związku.

Ś. p. Stefan Drzewiecki

Na wiadomość o zgonie wielkiego pioniera nauki i techniki lotniczej, ś. p. Stefana Drzewieckiego, Zarząd Z.P.I.L. wystosował na ręce siostrzenicy zmarłego, pani Marii Dachowskiej, telegram kondolencyjny.

Godziny urzędowania Prezydium

Prezes urzęduje w lokalu Związkowym (al. Szucha nr 4, m. 66, tel. 705-13) w piątki, od godz. 18 do 19. Sekretarz — w poniedziałki i środy, od godz. 18 do 19.

Krajowa Wystawa Lotnicza we Lwowie — wycieczka

Z okazji Krajowej Wystawy Lotniczej, która odbędzie się we Lwowie, w czasie od 29 maja do 30 czerwca, a w której Z.P.I.L. zamierza wziąść udział, Zarząd Z. P. I. L. organizuje wycieczkę. Warunki szczegółowe będą podane w osobnym komunikacie.

Sprawy N. O. I

Na posiedzeniu Rady Głównej N. O. I. w Wilnie dn. 8 maja omawiano m. in.:

Prace Komisji Akcji i obecny stan rokowań w sprawie projektu nowelizacji ustawy o tytule inżyniera.

Prace Komisji Opiniodawczej o rządowym projekcie ustawy o zorganizowaniu inżynierów.

Sprawy daniny ogólno-inżynierskiej na cele dalszej akcji w sprawie powyższych projektów ustaw.

W posiedzeniu z ramienia Z.P.I.L. udział wziął kol. W. Challier.

Sprawy nowelizacji ustawy patentowej

Komisja do Spraw Zawodowych i Ogólnych N.O.I., przy współudziale przedstawiciela Z.P.I.L., opracowała „Memoriał w sprawie nowelizacji Ustawy Patentowej z dn. 22.III.1928 r.“, opierając się na memoriałach szeregu związków technicznych. Memoriał ten przejrzeć można w sekretariacie Z.P.I.L. codziennie z wyjątkiem niedziel, świąt i sobót, od godz. 18 do 19.

Wobec doniosłości sprawy, Z.P.I.L. zamierza poświęcić jedno z zebrań dyskusyjnych polskiemu ustawodawstwu patentowemu.

Numeracja komunikatu

Przez niedopatrzenie pominięto w ostatnim komunikacie, umieszczonym w n-rze kwietniowym „Techniki Lotniczej“, numer porządkowy, który brzmieć powinien 3/38.

Za Zarząd:
(—) E. Kosko, Sekretarz. (—) W. Challier, Prezes

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Krytyczne uwagi o automatycznym gaźniku Claudel-Hobson wygłosił dnia 6 maja 1938 r. inż. Kazimierz Kamienobrodzki [1]). Streszczenie odczytu i dyskusji zostanie zamieszczone w następnym numerze.

1) Całość odczytu „Technika Lotnicza“ zamieści w jednym z najbliższych numerów.

Wiadomości Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych

1. Prezydium Z. P. P. L.

Na zebraniu Zarządu Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych w dniu 5 maja 1938 r. zostali wybrani do Prezydium:

Na Prezesa Zarządu — Dyr. S. Piotrowski
„ Wiceprezesa — Dyr. W. Rumbowicz
„ „ — Dyr. W. Makowski
„ Skarbnika — Dyr. K. Fangor.

2. Patenty i wynalazki

Urząd Patentowy R. P. ogłosił w n-rze 4, 1938 r. następujące patenty, wydane na wynalazki w zakresie lotnictwa:

Nr 26408 Frank Whittle (Trumpington, Wielka Brytania). Urządzenie napędowe do samolotów.

Nr 26323 The Ribbesford Company Limited (Londyn, Wielka Brytania). Podatny zastrzał wspornikowy.

Nr 26317 Istvan Dobos (Budapeszt, Węgry). Śmigło śrubowe, nastawne podczas pracy.

Nr 26328 Achille Ernst Gaba (Paryż, Francja). Urządzenie nastawcze do śmigieł powietrznych o skoku zmiennym podczas lotu.

Nr 26319 Robert Richard Gobereau (Le Parc du Perreux, Francja). Śmigło o zmieniającym się samoczynnie skoku.

Nr 26299 Jean Felix Paulsen (Viroflay, Francja) i Nikita Strachovsky (Paryż, Francja). Sprężyste zawieszenie silników.

Nr 26292 Romeylowerk Gesellschaft für drahtlose Telegraphie vorm. Backhaus & Gebrüder Rothe m. b. H. (Nowawes, Niemcy). Urządzenie napędowe do nawijania anteny w samolotach, uruchomiane z odległości.

Z Polskiego Komitetu Normalizacyjnego

Polski Komitet Normalizacyjny przy Ministerstwie Przemysłu i Handlu podaje do wiadomości wszystkich zainteresowanych, iż ukazały się między innymi z druku, uchwalone przez Komitet w dniu 16 grudnia 1937 r.

POLSKIE NORMY

Budownictwo

Ogólne: Cena zł

B—190. Konstrukcje stalowe. Obliczanie. (Broszura) 1,50

Technologia chemiczna

C—301. Pokost lniany. (2-gie wydanie, zmienione. Wydanie to unieważnia poprzednie z grudnia 1937 r.). (2 ark.). . . . . 1,—

Układ tolerancyj średnic

N—1. Układ tolerancyj średnic. (Norma niniejsza zastępuje wydane w 1929 r. normy układu pasowań średnic N-701 do N-790). (Broszura). . . . . 9,—

Technika warsztatowa

Narzędzia rzemieślnicze. Ogółem 44 normy w cenie po 0,50 zł.

Normy powyższe są do nabycia w Biurze Polskiego Komitetu Normalizacyjnego, Warszawa 12, Rakowiecka nr 4.

Nowe wydawnictwa

SPAWACZ, dwumiesięcznik, wydawnictwo Stowarzyszenia dla Rozwoju Spawania i Cięcia Metali w Polsce, Warszawa, Zgoda 10. Format A5, prenumerata roczna 2 zł.

Ukazał się pierwszy zeszyt czasopisma „Spawacz", przeznaczonego dla spawaczy i majstrów spawalniczych. Czasopismo to, poświęcone spawaniu elektrycznemu i acetylenowemu, ma za zadanie dokształcanie spawaczy i niższego nadzoru technicznego. O nadzwyczajnym rozwoju spawania w przemyśle polskim świadczy wzrost ilości spawaczy, których przed 10 laty było w Polsce około 500, a obecnie liczba ich wynosi ok. 8000. Ponieważ w żadnej może gałęzi techniki postęp nie idzie tak szybkim krokiem, jak w spawalnictwie, konieczność dokształcania spawaczy jest zagadnieniem jeszcze bardziej palącym, niż dokształcanie rzemieślników w innych zawodach; dlatego zjawienie się tego czasopisma należy powitać z uznaniem i życzyć mu jak największego rozwoju. Nader bogata treść (40 str. druku), liczne ilustracje i estetyczny wygląd czasopisma, oraz niska cena prenumeraty (2 zł rocznie) zapewni niewątpliwie czasopismu duży popyt wśród sfer rzemieślników. Pierwszy zeszyt wydawnictwa „Spawacz", jako okazowy, jest wysyłany bezpłatnie wszystkim spawaczom. Właściciele przedsiębiorstw i kierownicy warsztatów na żądanie zwrócone do Redakcji „Spawacza" (W-wa, Zgoda 10) otrzymają niezbędną ilość egzemplarzy dla rozdania wszystkim swoim spawaczom.

SPIS RZECZY:

4935 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3. tel. 644-59.